

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

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

ТЕЗИСЫ ДОКЛАДОВ

Научно-технической конференции
Москва, 25-27 октября 2010 г.

2010

Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами: Тезисы докладов научно-технической конференции. – М.: МОКБ «Марс», 2010, 96 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 современного состояния 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 четырех разделов:

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

II. Системы управления атмосферными беспилотными летательными аппаратами.

III. Навигационные системы, приборы и исполнительные устройства летательных аппаратов.

IV. Электронное оборудование и программное обеспечение систем управления беспилотными летательными аппаратами.

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

За содержание докладов несут ответственность авторы.

СОДЕРЖАНИЕ

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

Ананьев М.П. Использование результатов обработки методами корреляционного и регрессивного анализа телеметрических данных в контуре управления космическим аппаратом.....	8
Андреев В.П., Бровкин А.Г., Мишихин В.В., Соколов В.Н., Сыров А.С. Принципы построения, особенности функционирования и итоги 10-и лет эксплуатации системы управления РБ «Бриз-М».....	9
Андреев В.П., Добрынин Д.А., Кравчук С.В., Луняков С.В., Мишихин В.В., Ромадин Ю.А., Соколов В.Н., Сыров А.С. Интегрированная система управления космического аппарата дистанционного зондирования Земли «Монитор-Э»	10
Аралкин М.В. Интерфейсные связи системы управления и системы телеметрической информации, их функционирование на опыте работ изделий КА «Монитор-Э», КА «KazSat-2»	12
Беляев Б.Б., Лобанов В.С., Тарасенко Н.В., Ткаченко В.А., Шульга Д.Н. Система ориентации и стабилизации перспективных астрофизических космических аппаратов	14
Бодякин В.И. Многофункциональная система геосинхронных низкоорбитальных космических аппаратов для осуществления беспилотных межпланетных полетов.....	15
Бодякин В.И. О возможности создания системы геосинхронных низкоорбитальных космических аппаратов.....	16
Бородин М.С. Применение сплайн-функций при формировании программы углового движения космического аппарата	18
Бочаров М.В., Дубинкин И.М., Ежов В.В., Мишихин В.В., Соколов В.Н., Сыров А.С. Использование статистических методов при испытаниях программного обеспечения системы управления разгонным блоком «Бриз-М»	19
Бочаров М.В., Ежов В.В., Мишихин В.В., Соколов В.Н., Сыров А.С. Анализ устойчивости терминального управления выведением разгонного блока с малой тяговооруженностью	20
Бочаров М.В., Ежов В.В., Мишихин В.В., Соколов В.Н., Сыров А.С. Реализация гибкого управления выведением разгонного блока и результаты летной эксплуатации алгоритмов терминального наведения.....	21

Бузуев К.В., Мантуров А.И., Мочалов В.А., Юрин В.Е. Организация автономного управления угловым движением космических аппаратов дистанционного зондирования Земли	22
Воронов Е.М., Леженникова Е.О. Стабильно-эффективная балансировка пространственной конфигурации орбитальной группы малых космических аппаратов по точности и расходу	23
Давыдов А.А. Определение параметров вращательного движения космического аппарата, оснащенного двигателями-маховиками, по данным тока солнечных батарей	25
Динеев В.Г., Ефимов А.А., Мухин А.В., Успенская О.А. Вопросы вероятностного анализа устойчивости и инвариантности систем управления движением атмосферных летательных аппаратов на участке выведения и спуска	26
Ендуткин С.А., Доронина С.В. Концепция развития технологии целевого планирования дистанционного зондирования Земли с космическим аппаратом «Ресурс-П»	27
Ермилов А.С., Ермилова Т.В. Синтез алгоритма управления деформируемыми космическими аппаратами при нестационарных параметрах мод упругих колебаний	29
Заведеев А.И., Ковалев А.Ю., Сыров А.С., Шатский М.А. Принципы диагностики системы управления космического аппарата	30
Зборошенко А.Н. Терминальное наведение разгонного блока	32
Игнатов А.И. Реализация режимов вращательного движения искусственного спутника Земли с малым уровнем микроускорений электромеханическими исполнительными органами	33
Кошелев А.Ю., Шатский М.А. Парирование отказов солнечного датчика с полусферическим полем зрения при построении солнечной ориентации	34
Мочалов В.А., Овчинников А.А., Пономарев Д.В., Савко Т.В., Сыгуров Ю.М. Вопросы повышения живучести космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с цифровыми бортовыми комплексами управления	36
Наумов А.Н. Вопросы формирования и комплексирования информации автономно движущихся отделяемых на участках выведения, объектов	38
Пролетарский А.В. Оптимальное управление летательными аппаратами при наличии точек разветвления траектории	39

Типухов В.А., Филатов А.В. Проблемы обеспечения высокоточного определения ориентации космических аппаратов дистанционного зондирования Земли и методы их решения40

Труфакин В.А., Шилова Г.А. Проектные оценки устойчивости, управляемости и структуры поперечного управления возвращаемых ракетных блоков по траектории возвратного полета после их отделения от ракет целевого назначения среднего и тяжелого классов.....42

Умярова Э.М., Фомичев А.В. Разработка и исследование алгоритмов управления движением космического аппарата «Луна-Глоб» на пассивных участках полета44

Секция 2. Системы управления атмосферными беспилотными летательными аппаратами

Апарин Ю.Я., Корнилов В.А., Шеваль В.В. Аэромобильный комплекс дистанционного контроля химического состава атмосферы46

Горюшин Д.А., Зайцев А.В., Кислицин Ю.Д. Методология отработки и испытаний систем управления беспилотных летательных аппаратов.....47

Жданович Н.П., Карева Е.М., Пучков А.М., Сыров А.С., Черепанова В.Е. К вопросу полноты исследований режимов стабилизации и управления48

Жданович Н.П., Карева Е.М., Пучков А.М., Сыров А.С., Черепанова В.Е. Критичные сочетания разбросов параметров и отказов элементов системы автоматического управления как фактор неопределенности параметрических возмущений.....50

Карева Е.М., Пучков А.М., Сыров А.С., Черепанова В.Е. Аналитический метод и критерии расчета ограничений сигналов управления рулевыми приводами беспилотных летательных аппаратов.....51

Реутов В.Г. Внешнетраекторные измерения в управлении движением беспилотных летательных аппаратов53

Синица С.П., Третьяков А.В. Математическое и полунатурное моделирование цифроаналоговой адаптивной системы управления атмосферного беспилотного летательного аппарата54

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

Антонова М.В., Волынцев А.А., Жегалин И.И., Ковалева Е.Ю., Корнюхин А.В., Новиков Л.З. Бесплатформенный инерциальный блок на волоконно-оптических гироскопах.....	56
Архипов Р.А., Заведеев А.И. Возможные подходы к проблеме исследования особых поверхностей систем безупорных гиродиннов	57
Афанасьев А.С. Исследование устойчивости устройств переключения режимов в высокоточной двухканальной следящей системе.....	59
Ачильдиев В.М., Басараб М.А., Лунин Б.С., Матвеев В.А. Особенности применения волновых твердотельных гироскопов в бесплатформенной инерциальной навигационной системе беспилотных летательных аппаратов	60
Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Павлов Б.В. Определение навигационных параметров с использованием электромагнитных источников	62
Глумов В.М., Рутковский В.Ю., Суханов В.М. Управление космическим манипуляционным роботом при повышенных скоростях изменения координат	64
Доронин В.Л., Жегалин И.И., Соловьев А.В., Тарасов А.Н., Терешкин А.И., Царев М.Н. Блок микромеханических датчиков угловых скоростей.....	65
Занегин С.Ю., Калугин В.Н., Сухов Д.В., Шишов Д.М. Задачи выбора электропривода воздушных винтов для малоразмерных беспилотных электролетов и пути их решения	66
Корнилов В.А., Синявская Ю.А. Энергетический синтез систем аэродинамического управления беспилотных летательных аппаратов	67
Кробка Н.И. Особенности применения лазерных гироскопов в бесплатформенных инерциальных навигационных системах	69
Кробка Н.И. Ретроспективный анализ проекта HYPER Европейского космического агентства: космические применения прецизионных гироскопов на волнах материи	70
Кружилов И.С. Вопросы разработки алгоритмов определения ориентации космического аппарата по звездам	71
Неусыпин К.А. Алгоритмический метод коррекции навигационных систем космического летательного аппарата.....	72

Попов Б.Н. Принципы цифрового управления мехатронными модулями	74
Федоров А.Е., Рекунов Д.А. Блок чувствительных элементов для резервированного инерциального измерительного блока БИИ-КМ	76

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

Астрецов В.А., Добрынин Д.А., Дорский Р.Ю., Калугина И.Ю., Каравай М.Ф., Кособоков В.Н., Синельников В.В., Смирнов В.В. Бортовой отказоустойчивый вычислитель – итоги 10-летнего опыта создания и эксплуатации	78
Балок Н.В., Кечиев Л.Н. Функциональная безопасность электронного оборудования систем управления беспилотными летательными аппаратами.....	81
Бодякин В.И. Автономные интеллектуальные системы управления на базе нейросемантического подхода	82
Гагарин Ю.А., Каравай М.Ф. Контроллер для управления диагностической кэш-памятью в оперативном запоминающем устройстве с высокой степенью отказоустойчивости	83
Каравай М.Ф. «Идеальная» системная сеть для бортового вычислительного комплекса	86
Кузьмин С.А. Методы унификации программного обеспечения системы управления космическими аппаратами.....	88
Лукиянов Ф.А. Электростатический разряд на борту космического аппарата	90
Мартьянов С.Г. Расчет цепей защиты электронного оборудования от импульсных перенапряжений	91
Марченко М.В. Современные проблемы внутренней радиационной электризации	93
Полосин И.В., Шимягин В.И. Разработка методики испытаний бортовых комплексов управления малых космических аппаратов	94

Секция 1

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ И СРЕДСТВАМИ ИХ ВЫВЕДЕНИЯ НА ЦЕЛЕВЫЕ ОРБИТЫ

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ОБРАБОТКИ МЕТОДАМИ КОРРЕЛЯЦИОННОГО И РЕГРЕССИВНОГО АНАЛИЗА ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИХ ДАННЫХ В КОНТУРЕ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

Ананьев М.П.

*г. Москва, ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева
salut@khrunichev.com*

В настоящее время система управления (СУ) и система телеметрических измерений (СТИ) в составе РБ «Бриз-М», КА «Монитор-Э», КА «KazSat» разработки ГКНПЦ им. М.В. Хруничева не имеют информационно-логической взаимосвязи, кроме функций управления от СУ. Хотя телеметрическая система обладает информацией обо всех параметрах изделия, в том числе динамических и функциональных. Сдерживающим моментом применения телеметрических данных является отсутствие резервирования источников информации и, как правило, низкая надежность получения данных. Хотя на международной станции «Альфа» телеметрические данные включены в контур управления через единую вычислительную сеть и уже более 10 лет успешно используются для управления параметрами жизнедеятельности орбитальной станции.

Использование методов корреляционного и регрессивного анализа телеметрических параметров с формированием области суждений по функционально и логически взаимосвязанным данным телеметрии позволит значительно повысить надежность получения данных и контролировать не отдельные параметры, а области распределения физических процессов, которые безусловно зависят от полетных характеристик изделия в процессе выполнения штатных

циклограмм. Корреляционный анализ может проводиться как с моделями процессов, так и реальными данными, полученными в процессе летных испытаний космической техники. Условная вероятность процессов при регрессивном анализе может быть также получена в результате наземной отработки и летной эксплуатации изделий.

На основании изложенного, включение телеметрических данных в контур управления космических аппаратов позволяет получить ряд технических преимуществ.

ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ, ОСОБЕННОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ И ИТОГИ 10-И ЛЕТ ЭКСПЛУАТАЦИИ СУ РБ «БРИЗ-М»

Андреев В.П., Бровкин А.Г., Мишихин В.В., Соколов В.Н., Сыров А.С.

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

Разгонный блок (РБ) «Бриз-М» является составной частью РКК «Протон» и в первую очередь предназначен для выведения тяжелых КА на высокие целевые орбиты (геостационар, высокоэллиптические орбиты, орбиты навигационных спутников). Конструкция РБ «Бриз-М» создавалась ГКНПЦ им. М.В. Хруничева на базе освоенного в производстве РБ «Бриз-К», входящего в состав РКК «Рокот». СУ для РБ «Бриз-М» создавалась заново силами МОКБ «Марс» и НИИ КП (С-Пб, комплекс командных приборов – ККП). Особенности РБ «Бриз-М» как объекта управления являются:

- двухступенчатость (сбрасываемый в полете дополнительный топливный бак – ДТБ);
- малая тяговооруженность (тяга МД 2 т.с.);
- нерегулируемый маршевый двигатель и отсутствие регулятора кажущейся скорости;
- длительные активные участки (до 2000 с);
- автономность (отсутствие телекомандной системы).

При проектировании СУ РБ «Бриз-М» решалась задача обеспечения гибкого управления выведением на базе автономной инерциальной навигации и высокоточной угловой стабилизации. Кроме того,

СУ должна обеспечивать управление работой всех бортовых систем РБ и взаимодействовать с выводимым КА.

В докладе представлена структурно-функциональная схема СУ РБ «Бриз-М», рассмотрено взаимодействие со смежными бортовыми системами и наземной пуско-поверочной аппаратурой (НППК). Кроме того, кратко представлена информация по особенностям построения аппаратуры СУ (БЦВК, БАДУ, БУП, БКП, ККП) и НППК, в том числе в части реализованных принципов резервирования.

В докладе рассмотрены принципы построения автономной инерциальной системы навигации на базе ККП, в том числе вопросы наземной выставки и калибровки ККП. Приведены основные положения по принципам построения системы траекторного управления с использованием алгоритма терминального наведения и системы стабилизации и ориентации. Представлены структура и состав ПЗ СУ на пуск РБ, а также рассмотрен пересчет в полете ПЗ для учета доразгона с учетом условий окончания полета 3-й ступени РН «Протон». Кратко изложены особенности организации работ по адаптации СУ РБ к конкретному пуску.

Представлены таблица с хронологией пусков РБ «Бриз-М» с указанием особенностей реализованных схем выведения и апостериорная оценка точностных характеристик СУ РБ за 10 лет эксплуатации.

Приведены основные направления модернизации СУ РБ «Бриз-М» с целью повышения точности и надежности выведения, а также увеличения длительности полета РБ до 24 и более часов.

ИНТЕГРИРОВАННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ «МОНИТОР-Э»

**Андреев В.П., Добрынин Д.А., Кравчук С.В., Луняков С.В.,
Мишихин В.В., Ромадин Ю.А., Соколов В.Н., Сыров А.С.**

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

Космический аппарат дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) создан ГКНПЦ им. М.В. Хруничева с кооперацией и выведен на околополярную солнечно-синхронную орбиту 26 августа 2005 г.

РН «Рокот». Интегрированная система управления (ИСУ) для КА «Монитор-Э» создавалась МОКБ «Марс» с кооперацией (НИИ ПМ, НИИ КП, НПЦ «Астросистемы»).

КА «Монитор-Э» предназначен для обеспечения оперативной съемки поверхности Земли в оптическом диапазоне (разрешение 8 и 20 м) и проектировался как аппарат нового поколения. При этом предъявлялись основные требования:

- исполнение аппаратуры негерметичное;
- минимально возможная масса аппаратуры;
- срок активного существования не менее 5-и лет;
- максимальное использование возможностей бортовой вычислительной техники и цифровых интерфейсов;
- жесткие требования по точности угловой стабилизации, по возможностям переориентации в обеспечение съемок, а также по реализации режима тангажного отслеживания для устранения смазов;
- обеспечение съемок на каждом «световом» полувитке;
- обеспечение привязки снимков и ведение бортовой шкалы времени по информации от аппаратуры спутниковой навигации (АСН).

При создании ИСУ была разработана совершенно новая бортовая аппаратура. Большинство блоков и приборов ИСУ было реализовано в негерметичном исполнении. С учетом ограниченного финансирования разработки была использована элементная база промышленного исполнения, при этом для обеспечения надежности и срока службы аппаратуры были реализованы разнообразные способы аппаратного резервирования и защиты (дублирование, троирование, четырехкратное) и возможность коррекции бортового ПО в полете.

В докладе приведена структурно-функциональная схема ИСУ, дано краткое изложение особенностей построения аппаратуры ИСУ и взаимодействия со смежными бортовыми системами, а также изложены основные принципы резервирования ИСУ, реализованные в обеспечение надежности и живучести как собственно ИСУ, так и КА в целом.

В докладе представлена информация об особенностях построения бортового ПО ИСУ, о циклограммах работы БЦВС и вычислительного ядра КПУ, о составе КПИ и организации сопровождения

функционирования ИСУ из Центра сопровождения полета (ЦСП) МОКБ «Марс» и ЦУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева.

Рассмотрены результаты ЛКИ ИСУ и штатной эксплуатации КА с учетом сбоев и отказов аппаратуры ИСУ, имевших место в ходе эксплуатации.

Представлена хроника полета КА и работы ИСУ после отказа ГИВУС, в том числе кратко изложены реализованные операции по обеспечению необходимого энергопритока, сброса кинмомента КА и обеспечению живучести КА.

Представлена информация о мероприятиях по восстановлению целевого функционирования КА на базе внедрения в ИСУ и ЦУП ПО режима управления ориентацией КА по информации от астродатчиков (разработчик и изготовитель МОКБ «Марс»), исходно не предназначенных для этой цели. Приведены результаты целевой эксплуатации КА после внедрения режима управления ориентацией по информации от астродатчиков.

Подведены итоги 5-летнего функционирования на орбите ИСУ КА «Монитор-Э» и даны предложения по модернизации ИСУ с учетом полученного опыта эксплуатации.

ИНТЕРФЕЙСНЫЕ СВЯЗИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ И СИСТЕМЫ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ, ИХ ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ НА ОПЫТЕ РАБОТ ИЗДЕЛИЙ КА «МОНИТОР-Э», КА «KAZSAT-2»

Аралкин М.В.

*г. Москва, ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева
salut@khrunichev.com*

На изделии КА «Монитор-Э» был применен последовательный интерфейс взаимодействия между СУ и СТИ, при котором выдавались кодовые команды управления СТИ и цифровая телеметрическая информация от внешних источников СТИ: БЦВС СУ и ПН. Контроллером на шине обмена была назначена БЦВС СУ, а СТИ и др. источники – окончными устройствами. В процессе взаимодействия были реализованы форматы обмена 1, 2, 3.

Однако в процессе эксплуатации КА возникали ситуации, при которых восстановить ориентацию и управление КА было возможно только по показаниям датчиков, регистрируемых средствами СТИ. По показаниям этих датчиков и их поведению во времени группа управления в ЦУП смогла построить модель поведения объекта в пространстве и выработать соответствующие мероприятия: алгоритмы, типовые операции управления, при которых удалось вернуть управление над объектом и проводить выполнение целевых задач. Таким образом, возникла идея выдавать необходимое количество измерений СТИ в контур управления СУ, а также, для сокращения датчиковой аппаратуры на борту КА, показания штатных температурных датчиков СТИ для формирования алгоритмов управления СОТР.

На изделии КА «KazSat-2» был определен необходимый перечень ТМ-параметров, были установлены необходимые датчики температуры и на основе последовательного интерфейса был разработан соответствующий протокол взаимодействия между СУ и СТИ. В рамках этого протокола по запросу СУ из СТИ выдавался необходимый объем измеренных ТМ-параметров. Для повышения достоверности передаваемых измерений, каждое измерение сопровождалось дополнительными признаками достоверности: информации, адреса, которые формировались на основе анализа адресов запрашиваемых параметров и достоверности их измерений на уровне локальных коммутаторов. При этом предусмотрено изменение номенклатуры запрашиваемых ТМ-параметров в процессе эксплуатации КА.

Точности измерений СТИ, аналоговых и температурных параметров, достаточны для использования их в дополнительном контуре управления СУ и алгоритмах управления СОТР.

Кроме того, в условиях низкой информативности радиоканала был разработан алгоритм контроля сигнальных параметров СУ.

Таким образом, на КА «KazSat-2» повышена функциональность и живучесть СУ за счет увеличения информационных данных об объекте, и сокращено количество кабельных связей с источниками информации.

СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АСТРОФИЗИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Беляев Б.Б.

*г. Химки Московской области, ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина
bbb@laspace.ru*

Лобанов В.С., Тарасенко Н.В., Ткаченко В.А., Шульга Д.Н.

*г. Королев, Московская обл., ФГУП ЦНИИмаш
vslobanov@yandex.ru*

В сеансах научных измерений к СУДН перспективных астрофизических КА предъявляются очень высокие требования по наведению и стабилизации оси визирования телескопа – по углу 0,1 угл.сек и угловой скорости $2 \cdot 10^{-5}$ град/сек.

Обеспечение таких точностей наведения телескопа с помощью СУДН, построенной по традиционной схеме с использованием звездных датчиков, установленных на корпусе КА, проблематично из-за трудностей, связанных с компенсацией собственных погрешностей звездных датчиков, взаимной юстировкой приборных осей датчиков, установленных на корпусе, и осей, связанных с телескопом, по причине упругих и тепловых деформаций корпуса КА и телескопа. На практике при обеспечении высоких точностей наведения целевой аппаратуры (ЦА) прибегают к построению многоконтурных систем управления движением, в которых контур, использующий традиционные звездные датчики и датчики угловой скорости, установленные на корпусе КА, обеспечивает предварительное наведение визирных осей ЦА с точностью порядка единиц угловых минут.

Рассматривается три варианта построения прецизионного контура наведения ЦА:

- прецизионный контур наведения и стабилизации при установке ЦА на стабилизированную поворотную платформу;
- вторичный контур наведения с использованием системы поворотных зеркал телескопа;
- контур наведения с использованием встроенных прецизионных датчиков самой ЦА, например системы датчиков гида телескопа.

Основное внимание уделено исследованию контура наведения с использованием системы датчиков гида телескопа.

При таком варианте построения контура наведения принципиально возможно обеспечение высокой точности наведения ЦА. Однако при этом предъявляются повышенные требования к инерционным исполнительным органам в отношении минимизации возмущений, действующих на корпус космического аппарата со стороны самих инерционных исполнительных органов, таких как моменты трения, несбалансированность роторов маховиков и др. Кроме того, повышенные требования предъявляются к алгоритмам управления. Они должны обеспечивать парирование с высокой точностью всех внешних и внутренних возмущений, действующих на космический аппарат.

Результаты математического моделирования, полученные для метода наведения с использованием датчиков гида телескопа, показывают, что для данного метода может быть достигнута точность наведения порядка 0,1 угл.сек. При этом маховики должны быть хорошо сбалансированы, цена дискрета управляющего момента маховиков не более 0,0001 нм, максимальная величина шумовой погрешности датчика гида 0,03 угл.сек, такт выдачи информации не более 2 секунд. Такой метод может быть использован для наведения ЦА астрофизических КА типа «Спектр-УФ» и др.

**МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СИСТЕМА ГЕОСИНХРОННЫХ
НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ
ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ БЕЗДИССИПАТИВНЫХ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПОЛЕТОВ
(космические полеты без расходования рабочего тела)**

Бодякин В.И.

*г. Москва, ИПУ РАН
body@ipu.ru*

Ресурсы нашей планеты ограничены, и стремительно растущее человечество со временем вынуждено будет обживать ближайший космос. Современная ракетная техника близка к пределам своих технических возможностей. Дальнейшее освоение космического про-

странства требует решения таких проблем, как создание постоянно действующих баз на Луне, а в перспективе и на Марсе, создание орбитальных станций на геостационарной орбите и т.д. Однако возможность реализации этих задач наталкивается на совершенно невыполнимые требования к габаритам технических систем и объемам экономических и финансовых затрат.

Бурное развитие нанотехнологий, определенное постановлениями Правительства, по-видимому, в скором будущем позволит перейти к нанокосмонавтике, когда одним ракетоносителем можно будет выводить на орбиты тысячи и более космических аппаратов. Представляемая принципиально новая планетарная орбитальная система геосинхронных низкоорбитальных космических аппаратов (СГНКА) является одним из возможных комплексных решений по освоению ближнего космоса.

СГНКА состоит, как минимум, из двух динамически взаимодействующих закольцованных орбитальных подсистем, одна из которых представляет космические аппараты (КА) на круговой орбите, расположенные в вершинах равностороннего многоугольника, вторая – орбитально замкнутое динамическое тело (ДТ), проходящее через КА, «как нить через бусинки ожерелья». При динамическом взаимодействии ДТ и КА первое поддерживает систему КА на геосинхронной орбите за счет собственной избыточной «центробежной» силы.

СГНКА может выполнять функции космической пращи. При построении подобных систем на планетах маршрута межпланетных кораблей можно существенно сократить время их полета и минимизировать энергетические затраты.

В заключение рассматриваются основные свойства СГНКА и перспективные приложения низкоорбитальных геосинхронных систем: лунная транспортная система «Гелий-3» и межпланетные полеты к дальним планетам Солнечной системы. Программа СГНКА является системообразующей, ее выполнение повлечет необходимость решения ряда сопутствующих народно-хозяйственных задач.

О ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ ГЕОСИНХРОННЫХ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Бодякин В.И.

г. Москва, ИПУ РАН

body@ipu.ru

Сегодняшний день выдвигает требования по активизации практического освоения околоземного космического пространства для решения ряда научно-технических и социально-производственных задач. Бурное развитие нанотехнологий, определенное постановлением Правительства, по-видимому, в скором будущем позволит перейти к нанокосмонавтике, когда одним ракетоносителем можно будет вывести на орбиты тысячи и более космических аппаратов. Представляемая в работе система геосинхронных низкоорбитальных космических аппаратов (СГНКА) является одним из возможных комплексных решений по освоению ближнего космоса. «Низкоорбитальная геосинхронность» в данной работе рассматривается как функциональный аналог известной «геостационарности», когда угловые скорости вращения Земли и космического аппарата совпадают.

Геосинхронная система состоит, как минимум, из двух динамически взаимодействующих закольцованных орбитальных подсистем, одна из которых представляет космические аппараты (КА) на круговой орбите, расположенные в вершинах равностороннего многоугольника, вторая – орбитально замкнутое динамическое тело (ДТ), проходящее через КА, «как нить через бусинки ожерелья». При динамическом взаимодействии ДТ и КА, первое поддерживает систему КА на геосинхронной орбите за счет собственной избыточной «центробежной» силы. Допустимая масса системы КА, которая может находиться на геосинхронной орбите, зависит от скорости движения ДТ, которая должна существенно превышать первую космическую.

В докладе детально рассматривается качественный пример принципиальной возможности организации геосинхронности в экваториальной плоскости по круговой орбите. Анализируются различные режимы работы СГНКА от запуска до разворачивания на орбите.

Приводятся расчеты и графики, при которых обеспечивается режим геосинхронности КА.

Анализируются научно-технические проблемы реализации геосинхронности, и в заключение рассматриваются перспективные приложения низкоорбитальных геосинхронных систем.

ПРИМЕНЕНИЕ СПЛАЙН-ФУНКЦИЙ ПРИ ФОРМИРОВАНИИ ПРОГРАММЫ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Бородин М.С.

*г. Москва, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева
borodin.m.s@khrunichev.com*

Вычислительная архитектура автоматических КА в ряде случаев представляет собой иерархическую структуру «БЦВМ управления КА верхнего уровня – БЦВМ системы управления угловым движением». БЦВМ верхнего уровня формирует программы углового движения, которые реализуются системой управления угловым движением. С учетом особенностей организации вычислительного процесса каждой БЦВМ является целесообразным представление программы углового движения КА в виде интерполяционных кубических сплайнов. Это позволяет обеспечить безударное управление угловой скоростью. Такой подход используется, например, при задании трехосного вращения КА, оснащенных аппаратурой наблюдения сканерного типа.

Применение классических эрмитовых сплайнов в этом случае требует вычислений угловых ускорений в узловых точках, что является затруднительным из-за сложности аналитических выражений. Предлагается простая в реализации вычислительная схема, позволяющая находить коэффициенты интерполяционного кубического сплайна без вычисления первых производных угловой скорости в узловых точках. Полученный сплайн обладает свойством чередования знаков первой производной, позволяющим уменьшить накапливаемую ошибку по угловому положению. Приводится методика оценки погрешности задания программы углового движения в виде сплайн-функций.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СТАТИСТИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РБ «БРИЗ-М»

**Бочаров М.В., Дубинкин И.М., Ежов В.В.,
Мишихин В.В., Соколов В.Н., Сыров А.С.**

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

Рассматривается проблема подтверждения вероятности успешного выведения разгонного блока «Бриз-М» на целевую орбиту при условии отсутствия отказов аппаратуры БСУ и других бортовых систем РБ с учетом разбросов характеристик объекта управления и инструментальных погрешностей комплекса командных приборов.

В докладе представлены:

- структура и особенности используемых при проведении испытаний стендов математического моделирования;
- возможные варианты решения целевой задачи;
- основные принципы разработанной методики априорного подтверждения вероятности успешного выведения РБ «Бриз-М» на целевую орбиту по критерию точности управления.

В том числе, исходя из принятого способа проведения испытаний алгоритмов системы управления, устанавливается необходимый объем испытаний, определяется способ установления подобия стендов математического моделирования, формулируется правило проверки гипотезы об успешности проводимых испытаний и правило принятия решения в случае возникновения в ходе проведения испытаний неудовлетворительных реализаций.

Также представлена структура программного комплекса статистического моделирования управляемого движения РБ «Бриз-М» и некоторые особенности его реализации.

АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ВЫВЕДЕНИЕМ РАЗГОННОГО БЛОКА С МАЛОЙ ТЯГОВООРУЖЕННОСТЬЮ

**Бочаров М.В., Ежов В.В., Мищихин В.В.,
Соколов В.Н., Сыров А.С.**

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

Рассматривается проблема обеспечения устойчивости работы алгоритмов терминального управления выведением РБ «Бриз-М» при выведении его на заданные орбиты. Рассматривается несколько вариантов схем выведения с длительностью полета 9 – 24 часа, имеющих до 8-и включений МД.

Проведен анализ допущений, сделанных при проектировании алгоритмов, и их влияние на устойчивость терминального управления. Описан принятый упрощенный аналитический способ определения расчетных функций чувствительности и работа использующих его алгоритмов терминального наведения в различных условиях полета, а также способы регулирования работы терминального управления в зависимости от условий полета.

Оценка устойчивости терминального управления проводится с использованием математической модели, реализованной с помощью программного обеспечения MATLAB. В результате анализа устойчивости терминального управления выявлены причины возможного перехода в область неустойчивого управления и способы повышения устойчивости управления на заключительном маневре.

Упомянутые выше способы повышения устойчивости терминального управления отработаны на сквозной математической модели выведения РБ «Бриз-М» на целевые орбиты. Исследовано их влияние на качество управления и получены варианты комбинаций настраиваемых параметров терминального управления, обеспечивающих выполнение требований по точности и устойчивости траекторного управления РБ.

РЕАЛИЗАЦИЯ ГИБКОГО УПРАВЛЕНИЯ ВЫВЕДЕНИЕМ РАЗГОННОГО БЛОКА И РЕЗУЛЬТАТЫ ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ АЛГОРИТМОВ ТЕРМИНАЛЬНОГО НАВЕДЕНИЯ

Бочаров М.В., Ежов В.В., Мишихин В.В., Соколов В.Н., Сыров А.С.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

Рассматривается реализация построения алгоритмов гибкого управления выводением РБ «Бриз-М» и результаты их летной эксплуатации. Особенности РБ «Бриз-М» как объекта управления являются стартовая масса порядка 26000 кг с возможным отклонением в пределах ± 200 кг и нерегулируемый по тяге МД с номинальным значением тяги 19630 Н и отклонением от номинального значения в пределах $\pm 4\%$. Кроме того, относительно малая тяговооруженность РБ приводит к необходимости выполнения длительных по времени и протяженных в пространстве маневров (длительность до 2000 с и с угловой дальностью в пределах 60° - 120°), в процессе выполнения которых высота полета изменяется от сотен до нескольких тысяч километров.

При проектировании рассматривалось несколько схем выведения с длительностью полета до момента отделения КА от 9 до 24 часов, имеющих до 8 включений МД.

В ходе исследований, проведенных в процессе разработки системы управления РБ, было установлено, что в силу указанных особенностей РБ требуемая точность выведения КА на целевую орбиту может быть обеспечена только при использовании терминального управления, при котором с некоторой периодичностью формируется управляющее воздействие, обеспечивающее к моменту окончания управляемого движения выход на заданную орбиту. Подобное управление реализует движение РБ по «гибким» траекториям, на которых в реальном масштабе времени выполняется адаптация текущего управления к сложившейся ситуации полета. Возможность использования терминального управления основывается на наличии автономной инерциальной навигации, формирующей в полете текущие координаты и вектор скорости.

Рассмотренный способ терминального управления, как показывают проведенные запуски КА, дал положительные результаты. Достигнутая методическая точность выведения КА на ГСО по основным контролируемым параметрам – периоду обращения (ΔT), эксцентриситету (ΔEx) и наклонению орбиты (Δi) – приведена в докладе.

ОРГАНИЗАЦИЯ АВТОНОМНОГО УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Бузев К.В., Мантуров А.И., Мочалов В.А., Юрин В.Е.

*г. Самара, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»
csdb@mail.samtel.ru*

В докладе рассматриваются задачи организации управления угловым движением КА зондирования на основе автономного формирования программ управления аппарата и использования в бортовом комплексе управления бесплатформенной инерциальной системы ориентации и спутниковой системы навигации.

Актуальность формирования программ управления угловым движением КА непосредственно в бортовых комплексах управления (БКУ) мотивируется стремлением эффективного проведения различных видов зондирования земной поверхности – маршрутного; азимутального зондирования, при котором центральная линия зондируемого участка (маршрута) расположена под заданным азимутом; стереосъемки и других, а также для решения задачи передачи получаемой аппаратами информации на наземные пункты приема.

Показатели эффективности процесса зондирования, с точки зрения управления угловым движением КА, зависят от точности и оперативности формирования программ управления, определяющих необходимые для процесса зондирования программные траектории углового движения КА (программное движение КА), а также от характеристик систем БКУ, реализующих требуемое программное движение КА в процессе его полета.

Представлена функциональная схема бортового комплекса управления как интегрированной системы, осуществляющей автономное управление аппаратом зондирования в зависимости от возможного состава функциональных и целевых задач, планируемых на заданном интервале полета.

Структурно-функциональное построение программно-алгоритмического обеспечения по организации управления аппаратом основывается на следующих принципах:

- использование для организации формирования программ управления угловым движением аппарата параметров движения центра масс КА, получаемых системой навигации на моменты времени, максимально приближенные к началу планируемых интервалов зондирования маршрутов;

- определение и реализация параметров программ управления, исходя из обеспечения требуемых условий сканирования маршрутов в процессе полета КА в рамках ограничений по возможности выполнения системой ориентации и стабилизации необходимых угловых скоростей и ускорений аппарата.

Приводятся некоторые характеристики параметров программ управления, реализуемые бортовым комплексом управления КА «Ресурс-ДК», полученные в процессе его эксплуатации.

СТАБИЛЬНО-ЭФФЕКТИВНАЯ БАЛАНСИРОВКА ПРОСТРАНСТВЕННОЙ КОНФИГУРАЦИИ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ТОЧНОСТИ И РАСХОДУ

Воронов Е.М., Леженникова Е.О.

*г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
dianetika1@rambler.ru*

В данной работе предложена методика стабильно-эффективной балансировки пространственной конфигурации орбитальной группы малых космических аппаратов (далее МКА), обеспечивающая оптимизацию управления по вектору критериев: минимальному расходу топлива и минимальному относительному «разлету» МКА в орбитальной группировке.

В отличие от подобных работ, написанных ранее по данной теме, эта методика учитывает форму орбиты, по которой движется группировка, и опирается на нахождение компромисса между противоречащими друг другу критериями минимизации относительного «разлета» МКА в орбитальной группировке и минимизации расхода топлива. Методика решения задачи позволяет включать в рассмотрение ряд других дополнительных критериев и получать компромиссное решение, в определенной мере удовлетворяющее поставленным требованиям.

Для предварительного анализа данной задачи использовалась сильно разреженная сетка. Для более точных вычислений использовалась следующая процедура: из некоторого диапазона случайным образом были выбраны значения незаданных параметров (вспомогательных переменных) на левом конце. Определялось значение скаляризованного показателя. Данная процедура повторялась многократно, и из всех полученных значений скаляризованных показателей был выбран минимальный, а соответствующие ему значения незаданных параметров на левом конце были уточнены симплексным методом Нелдера-Мида.

Следующий этап – определение примерной границы Парето-области. Поиск осуществлялся с помощью двумерного конуса доминирования.

Третий этап заключался в нахождении равновесия по Нэшу или точки балансировки. Было составлено условие равновесия по Нэшу, представляющее из себя трехкомпонентную систему, причем все условия, в нее входящие, должны были выполняться одновременно. Таким образом, была получена система частных экстремумов.

Система разрешалась следующим образом. Выбиралось начальное приближение по управлению. Оно подставлялось в систему, после чего система просчитывалась. Полученное решение помещалось как начальное приближение на следующей итерации. Далее алгоритм повторялся до тех пор, пока полученные управления не начинали мало отличаться на соседних итерациях. Решение, полученное в результате данных операций, являлось векторным равновесием по Нэшу.

На четвертом этапе должно было быть выбрано решение – точка, наиболее близкая к точке балансировки и при этом лежащая на границе Парето-области. Это было осуществлено с помощью вычисления расстояний от точки балансировки до точек Парето-границы с последующим нахождением минимального.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ОСНАЩЕННОГО ДВИГАТЕЛЯМИ- МАХОВИКАМИ, ПО ДАННЫМ ТОКА СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

Давыдов А.А.

*г. Москва, ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева
Aleksey_ad@mail.ru*

В докладе описана методика определения вращательного движения малого КА по данным измерений тока солнечных батарей. Вращение КА на рассматриваемых участках полета явилось следствием раскрутки установленных на КА двигателей-маховиков, поэтому в рамках данной методики, наряду с начальными условиями движения, определяются и кинетические моменты двигателей-маховиков.

Для решения поставленной задачи предложена математическая модель, описывающая изменение тока солнечных батарей в зависимости от характера углового движения КА с учетом влияния на это движение кинетического момента двигателей-маховиков. Обработка данных измерений выполнена методом наименьших квадратов. Поиск решения осуществлен в два этапа. Первое приближение найдено методом случайного поиска с обучением, дальнейшее уточнение выполнено методом Левенберга-Марквардта. Было обработано 34 отрезка данных измерений длительностью от 4 до 11 часов. На этих интервалах определены параметры вращательного движения КА и кинетические моменты двигателей-маховиков.

Список литературы:

1. *В.А. Сарычев, В.В. Сазонов, М.Ю. Беляев, Н.И. Ефимов. Повышение точности определения вращательного движения орбитальных станций «Салют-6» и «Салют-7» по данным измерений. Космические исследования, 1991, т. 29, с. 375 – 389.*
2. *Сарычев В.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В., Тяп Т.Н. Определение движения орбитальных станций «Салют-6» и «Салют-7» относительно центра масс в режиме медленной закрутки по данным измерений. Космические исследования, 1988, т. 24, N3, с. 337–344.*
3. *Растрюгин Л.А. Статистические методы поиска. Москва, Наука, 1968.*
4. *Белецкий В.В., Янин А.М. Влияние аэродинамических сил на вращательное движение искусственных спутников. Киев, Наукова думка, 1984.*

ВОПРОСЫ ВЕРОЯТНОСТНОГО АНАЛИЗА УСТОЙЧИВОСТИ И ИНВАРИАНТНОСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ АТМОСФЕРНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА УЧАСТКЕ ВЫВЕДЕНИЯ ИЛИ СПУСКА

Динеев В.Г., Ефимов А.А., Мухин А.В., Успенская О.А.

г. Королев, Московская обл., ФГУП ЦНИИмаш

Приводятся результаты вероятностного анализа устойчивости и инвариантности СУ на основе формирования наиболее вероятного предельного режима ветрового возмущения на участке выведения атмосферного летательного аппарата.

Рассматривается класс средств выведения и доставки на поверхность планет космических аппаратов (КА). Управление движением по программной траектории выведения или спуска выполняется автопилотом, который в условиях дефицита управляющих сил и моментов должен обеспечить устойчивость движения и парирование атмосферных возмущений, в частности ветрового возмущения, которое достигается минимизацией аэродинамического угла атаки с использованием свойства инвариантности объекта по отношению к возмущению.

В процессе отработки автопилота необходимо проверить его работоспособность в экстремальных условиях. Для этого формируются режимы так называемых отладочных испытаний замкнутых СУ. При этом в качестве предельного режима обычно выбирается комбинация величин и знаков разбросов параметров СУ, чтобы получить реализацию совокупного их действия для создания максимального возмущающего момента. Вероятность такого режима обычно мала, так как эти режимы соответствуют одновременной реализации значительной совокупности предельных величин.

Наиболее обоснованным способом формирования режимов отладочных испытаний с точки зрения вероятности реализации является наиболее вероятный предельный режим [1], в котором используется многомерная функция влияния – градиент оцениваемой реакции в пространстве случайных разбросов СУ. Этот режим соответствует так называемому явлению резонанса – повышенной реакции системы при воздействии на нее слабых возмущений на собственных частотах кон-

тура стабилизации. Используемый подход основан на поиске комбинаций случайных параметров, приводящих к предельным значениям заданного функционала.

Приводятся результаты вероятностного анализа устойчивости и инвариантности СУ на основе формирования наиболее вероятного предельного режима ветрового возмущения на участке выведения атмосферного летательного аппарата [2].

Литература:

1. Карп К.А. *Вероятностный анализ нелинейных дискретных динамических систем*, Тем. сб. научн. Тр. - М.: Изд-во МАИ, 1990.
2. Доброленский Ю.П. *Динамика полета в неспокойной атмосфере*. М.: Машиностроение, 1969.

**КОНЦЕПЦИЯ РАЗВИТИЯ ТЕХНОЛОГИИ ЦЕЛЕВОГО
ПЛАНИРОВАНИЯ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С
КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ «РЕСУРС-П»**

Ендуткин С.А., Доронина С.В.

*г. Самара, ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»
endutkin@termech.ru*

Функционирование космического аппарата дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) «Ресурс-ДК1» на орбите обеспечивается наземной инфраструктурой, включающей наземный комплекс приема, обработки и распространения информации, в состав которого входит комплекс планирования ДЗЗ разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». В рамках комплекса планирования обеспечивается текущее (на интервале до 1,5 суток) планирование работы бортовой целевой аппаратуры (ЦА), формирование и кодирование программ работы ЦА и выдача их в центр управления полетом для последующей закладки на борт КА.

Основная цель планирования работы ЦА ДЗЗ – обеспечить максимальный эффект от целевого применения КА при наиболее полном учете технических возможностей его бортовых систем и «безошибочной» обработке программы управления ЦА.

В комплексе текущего планирования для КА «Ресурс-ДК1» автоматизируется процесс выполнения большинства технологических операций по планированию съемки и передачи информации ДЗЗ, в том числе все расчетные задачи, контроль ограничений, формирование параметров управления бортовой аппаратуры. Однако выполнение указанных операций требует значительных затрат времени, поскольку задача отбора объектов съемки возлагается на оператора-человека.

Для КА ДЗЗ «Ресурс-П» сложность задачи планирования съемки и передачи информации ДЗЗ значительно возрастает, что обусловлено изменением состава и характеристик бортовых систем и аппаратуры, при этом возрастает необходимость автоматизированного формирования текущего плана работы ЦА в соответствии с заданными оператором исходными данными.

С учетом возросшей сложности задачи планирования предлагается применение специального программного обеспечения оптимизации планов съемки и воспроизведения (СПО ОПСВ) для автоматизированного оптимального планирования работы ЦА при выполнении задач съемки земной поверхности и воспроизведения записанной информации ДЗЗ на наземные пункты приема информации. Применение СПО ОПСВ позволит автоматизировать процесс планирования работы ЦА и сформировать оптимальный план работы ЦА, что сократит интервал времени от постановки задачи планирования работы ЦА до выдачи в центр управления полетом КА готовой программы работы ЦА и обеспечит в конечном итоге высокую оперативность решения задач ДЗЗ.

Для повышения эффективности решения практических задач ДЗЗ рассматривается возможность совместного использования орбитальной группировки КА: «Ресурс-ДК1» + «Ресурс-П», что позволит обеспечить высокие показатели производительности и оперативности решаемых задач в интересах различных групп потребителей за счет комплексирования наблюдений. Ключевым фактором, определяющим эффективность использования ресурса каждого КА группировки, является методика оптимизации планирования наблюдений, которая должна учитывать системные эффекты, возникающие при совместном применении КА.

СИНТЕЗ АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ ДЕФОРМИРУЕМЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ ПРИ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПАРАМЕТРАХ МОД УПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ

Ермилов А.С., Ермилова Т.В.

г. Москва, ИПУ РАН

rutkov@ipu.ru

Одним из основных режимов управления движением деформируемых космических аппаратов (ДКА) является управление его ориентацией и прецизионная стабилизация углового положения в условиях отсутствия собственного демпфирования упругих колебаний при измерении только углового положения ДКА. Современные ДКА представляют собой сложную механическую систему, состоящую из соединенных между собой жестких и упругих частей, динамика которой характеризуется совокупностью сосредоточенных и распределенных координат. При этом влияние упругих колебаний, характеризующихся распределенными координатами, негативно сказывается на точности, качестве и длительности процессов ориентации и стабилизации ДКА. Кроме того, ДКА имеет активную систему управления ориентацией, что в свою очередь приводит к дополнительному возбуждению упругих колебаний.

Динамика плоского углового движения ДКА, рассматриваемого в работе, описывается с помощью модально-физической модели (МФМ), одной из особенностей которой является представление угла поворота ДКА как суммы угла поворота корпуса, вызванного вращением ДКА как жесткого объекта, и угла поворота, определяющего дополнительные изменения, вызванные воздействием упругих колебаний корпуса ДКА. Применение МФМ позволяет получить оценки координат и постоянных параметров мод, так как они становятся наблюдаемыми. В процессе же орбитального полета ДКА параметры мод упругих колебаний становятся нестационарными, что требует их идентификации при решении задачи угловой стабилизации ДКА.

На первом этапе был синтезирован алгоритм совместного оценивания координат движения ДКА, а также координат и нестационарных параметров мод упругих колебаний на основе фильтра Калмана. Иссле-

дованы сходимость и устойчивость синтезированного алгоритма, найдены области сходимости для различных значений скоростей изменения параметров. Рассматривались различные варианты изменения скоростей параметров. В одном из вариантов полагалось, что эти скорости изменялись по синусоидальному закону. Исследовались вопросы устойчивости алгоритма при несовпадении математической модели углового движения ДКА и модели, используемой в алгоритме.

На следующем этапе был синтезирован алгоритм управления, который, используя полученные в реальном времени значения оценок координат движения ДКА, а также координат и нестационарных параметров мод упругих колебаний, формирует управляющий сигнал, создающий управляющий момент, позволяющий не только улучшить динамику и точность ориентации и стабилизации ДКА, но и активно компенсировать упругие колебания конструкции. Приведены различные варианты формирования управляющих сигналов.

Эффективность предложенного алгоритма совместного оценивания, идентификации и управления ориентацией углового положения ДКА с активной компенсацией упругих колебаний конструкции подтверждается математическим моделированием.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 08-08-00512).

ПРИНЦИПЫ ДИАГНОСТИКИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Заведеев А.И., Ковалев А.Ю., Сыров А.С., Шатский М.А.

*г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс», МАИ
5121@mars-mokb.ru*

Состав бортовой системы управления (БСУ) космического аппарата (КА) определяется установленной аппаратурой и задачами КА. Каждая из подсистем в первую очередь выполняет специфические для нее задачи. В данной работе рассматриваются особенности их взаимодействия и работы в части контроля и диагностики системы управления космическим аппаратом.

Высокие требования к надежности БСУ КА и необходимость автоматической диагностики БСУ КА выявляют острую необходимость разработки методов оперативной оценки состояния КА и парирования отказов. Адаптивный подход к разработке системы контроля и диагностики предусматривает реализацию гибкой логики работы системы, учитывающей фактическое состояние бортовой аппаратуры.

Контроль состояния КА производится различными подсистемами как аппаратными средствами, так и алгоритмическими. Программы функционального контроля разрабатываются с учетом требований по минимизации вероятности формирования ложных отказов, коллизий состояния. Наличие прямых, обратных и перекрестных связей между подсистемами, трактами и блоками существенно усложняет данную задачу. Первичной и обязательной задачей является диагностика и парирование отказа единичного устройства без потери возможности штатной работы. В случае диагностики отказа происходит одно из следующих событий: реконфигурация аппаратуры с использованием «горячего» или «холодного» резерва, перевод БСУ КА в один из специальных режимов парирования отказа, обеспечивающих безопасное функционирование КА.

При разработке алгоритмов контроля и диагностики на основе анализа трактов и устройств с учетом имеющихся аппаратных резервов выявляется список критических отказов и формируется оценка их важности, разрабатываются диаграммы состояния и временные циклограммы режимов управления с учетом накопленного опыта эксплуатации спутников сходного назначения и аппаратного состава.

В целях контроля состояния КА добавляются дополнительные связи между подсистемами. Например, при обнаружении неисправности или проведении диагностики состояния вычислительного ядра блокируется диагностика смежных систем. Таким образом исключается ложная диагностика устройств по недостоверной информации.

Разработаны и реализованы различные алгоритмы и циклограммы восстановления, обеспечивающие функционирование КА в условиях отказов и повышающие коэффициент готовности космического аппарата. Так использование дополнительных бортовых алгоритмов в качестве имитаторов неисправной аппаратуры или переход на жесткие циклограммы управления без обратной связи при исправной работе устройств и кратковременных сбоях в линиях связи позволяет поддерживать функционирование КА.

На этапе разработки предусмотрены резервы для загрузки дополнительного программного обеспечения для адаптации БСУ с учетом сложности прогнозирования возможных комбинаций отказов. Предлагаемый авторами подход к разработке функционального программного обеспечения с возможностью адаптации к условиям работы КА позволяет существенно повысить живучесть космического аппарата.

Алгоритмы диагностики, разработанные в соответствии с предлагаемыми принципами, реализованы в составе программного обеспечения БСУ КА и успешно прошли летные испытания на космическом аппарате связи «Экспресс-МД1». В настоящее время продолжается разработка систем контроля и диагностики для космических аппаратов научного назначения серии «Спектр».

ТЕРМИНАЛЬНОЕ НАВЕДЕНИЕ РАЗГОННОГО БЛОКА

Зборошенко А.Н.

*г. Королев, Московская обл., ФГУП ЦНИИМаши
zbor237@yandex.ru*

На современном этапе развития систем управления РБ основное внимание уделяется развитию систем наведения, построенных на базе терминальных методов. Обладая рядом преимуществ, которые позволяют улучшить характеристики (точностные, энергетические) РБ в целом, терминальные методы наведения требуют разработку нового программно-математического обеспечения. При создании баллистического обеспечения этих методов необходимо учитывать ограничения информационных возможностей современных и перспективных БЦВМ.

Основными особенностями предлагаемого варианта терминального наведения РБ являются:

- одновременный параллельный расчет траектории движения на участке разгона (активная фаза движения) и матрицы чувствительности по параметрам управления;
- расчет пассивных участков траектории с использованием методов регуляризации уравнений движения.

Для решения задачи определения параметров управления использовалась модификация численных методов интегрирования Рунге – Кутты с преобразованной процедурой вычисления правых частей дифференциальных уравнений движения. Для определения функций влияния времен начала и окончания активной фазы применялась упрощенная процедура, основанная на определении приращений кажущейся скорости при фиксированном угловом положении РБ.

Для решения задачи расчета невязок по параметрам конечной или промежуточных орбит рассматривается один из возможных способов – метод Энке в KS-переменных [1, 2].

Полученную систему дифференциальных уравнений в регуляризованных переменных интегрируют каким-либо подходящим численным методом. В случае когда возмущающие силы малы, шаг интегрирования можно выбрать большим, чем в исходной системе, и тем самым увеличить точность расчетов за счет снижения вычислительной погрешности и уменьшить операционные затраты.

Литература:

1. Штифель Е., Шейфеле Г. *Линейная и регулярная небесная механика*. М.: Наука, 1975.
2. Зборошенко А.Н. *Программа «Интегрирование уравнений движения в регуляризованных переменных методом Энке»*. ФАП РКТ, 1985.

**РЕАЛИЗАЦИЯ РЕЖИМОВ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ
ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ С МАЛЫМ УРОВНЕМ
МИКРОУСКОРЕНИЙ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИМИ
ИСПОЛНИТЕЛЬНЫМИ ОРГАНАМИ**

Игнатов А.И.

г. Москва, ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

Данная работа посвящена расчету квазистатических (низкочастотных) микроускорений на борту низколетящего искусственного спутника Земли (ИСЗ), специально предназначенного для исследований в области микрогравитации. Получены оценки квазистатических микроускорений на проектируемом ИСЗ, предназначенном для прове-

дения космических экспериментов в области микрогравитации. Рассматриваются два рабочих режима вращательного движения спутника: трехосная орбитальная ориентация и трехосная гравитационная ориентация. В режиме орбитальной ориентации продольная ось спутника направлена по местной вертикали, а солнечные батареи лежат в плоскости орбиты. В работе показано, что при достаточно малых ошибках в задании начальных условий ориентированного движения спутника может быть реализован режим его трехосной гравитационной ориентации. В этом режиме спутник стабилизируется в положении, близком к орбитальной ориентации и при этом обеспечивающим минимум возмущений от действия гравитационного момента за счет выбора соответствующих значений углов ориентации спутника относительно орбитальной системы координат. Оба режима поддерживаются системой электромеханических исполнительных органов (гиросистемой). Оценки остаточных микроускорений выполнены с помощью математического моделирования движения спутника относительно центра масс под действием гравитационного и аэродинамического моментов, а также момента, создаваемого гиросистемой. Показано, что все режимы обеспечивают весьма малый уровень квазистатических микроускорений на ИСЗ и при этом обеспечивают весьма малую область вариации вектора остаточного микроускорения.

ПАРИРОВАНИЕ ОТКАЗОВ СОЛНЕЧНОГО ДАТЧИКА С ПОЛУСФЕРИЧЕСКИМ ПОЛЕМ ЗРЕНИЯ ПРИ ПОСТРОЕНИИ СОЛНЕЧНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

Кошелев А.Ю., Шатский М.А.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

Одним из важнейших режимов работы КА является режим построения солнечной ориентации (ПСО). Этот режим используется для обеспечения максимального энергопритока на начальном этапе функционирования КА, а также в случае возникновения нештатных ситуаций. При построении СО используется двухканальный солнечный

датчик (СД). Прибор измеряет отклонение направления на Солнце от оси визирования. Рассматриваемый прибор является аналоговым, поэтому различные экземпляры могут иметь отличия в характеристиках. Для реализации построения СО целесообразным является непосредственное использование сигналов СД в контуре системы стабилизации (метод самонаведения).

Одной из важнейших задач при разработке алгоритмов режима ПСО является задача диагностики и парирования нештатных ситуаций (НШС), связанных с отказами СД. Рассматриваются следующие отказы СД:

- пассивный отказ одного канала;
- пассивный отказ 2-х каналов;
- активный отказ СД (ненулевой недоуверенный сигнал в любом из каналов).

Исходя из вышеизложенного был разработан алгоритм ПСО, учитывающий возможные нештатные ситуации, диаграмма состояний алгоритма представлена на рис. 1.

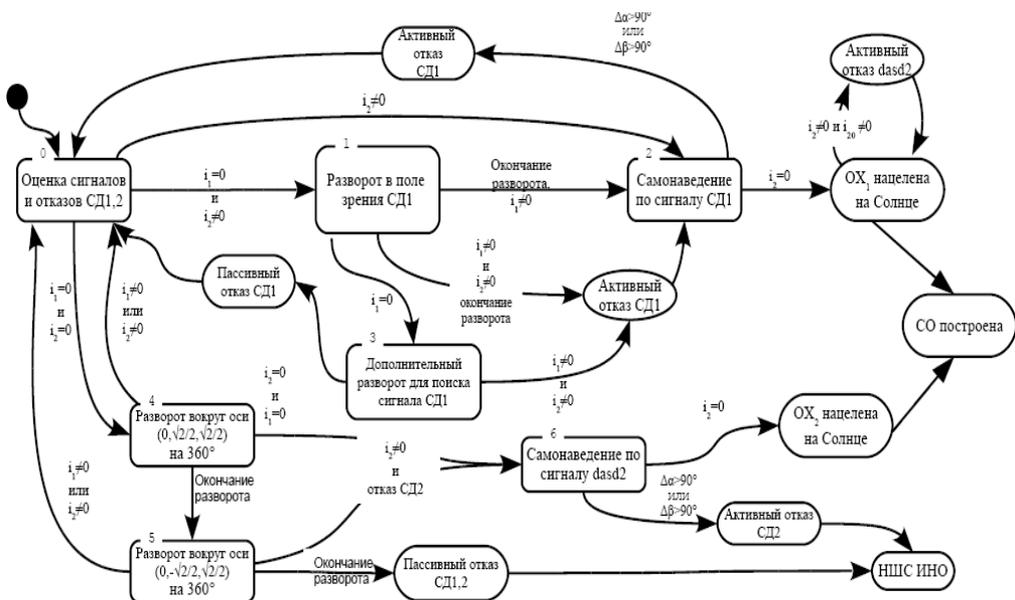


Рис. 1

В алгоритме реализованы следующие основные принципы:

1) Отказ одного канала, как и отказ 2-х каналов прибора, парируется путем анализа наличия сигналов в двух каналах СД. Если при поиске сигналов СД1 нет наличия сигналов в двух каналах, определяется отказ прибора, а СУ переходит к построению СО на резервном датчике, ось визирования которого противоположна основному.

2) Активный отказ прибора определяется за счет определения угла разворота между начальным и текущим кватернионами ориентации КА. Через определенные промежутки времени СУ рассчитывает угол поворота между начальным кватернионом, полученным перед началом режима СН, и текущим. Если разница превысит 90° , определяется активный отказ прибора, что приведет к переходу на резервный СД.

Предлагаемый алгоритм внедрен в состав СУ для КА «KazSat-2».

ВОПРОСЫ ПОВЫШЕНИЯ ЖИВУЧЕСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С ЦИФРОВЫМИ БОРТОВЫМИ КОМПЛЕКСАМИ УПРАВЛЕНИЯ

**Мочалов В.А., Овчинников А.А., Пономарев Д.В.,
Савко Т.В., Сыгуров Ю.М.**

*г. Самара, ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»
mail@progres.samara.ru*

Живучесть КА ДЗЗ в числе других факторов обеспечивается способностью бортового комплекса управления (БКУ) космических аппаратов (КА) парировать возникающие в бортовой аппаратуре и программном обеспечении отказы, сбои и адаптировать логику управления к изменяющейся вследствие неисправностей, отказов и сбоев конфигурации приборно-аппаратурного состава и снижению показателей эффективности бортовой аппаратуры.

Контроль, диагностика состояния бортовой аппаратуры и КА в целом, управление при восстановлении работоспособности бортовой аппаратуры (БА) производится программно-аппаратными средствами с использованием бортовой вычислительной системы (БВС) БКУ. В слу-

чае временной потери работоспособности БВС БКУ возможно некорректное решение БВС задач управления и контроля КА, что может привести к потере работоспособности изделия по следующим причинам:

- нарушение целостности конструкции изделия;
- формирование орбиты с параметрами, на которых КА неработоспособен, или орбиты с малым сроком баллистического существования, или орбиты с неопределенными параметрами, что приводит к невозможности организации и проведения сеансов связи;
- нарушение энергобаланса изделия;
- потеря работоспособности управляющих ракетных двигателей и (или) корректирующе-тормозного двигателя.

Возможность потери работоспособности изделия при возникновении ситуации временной потери работоспособности БВС определяет необходимость реализации на КА мероприятий, направленных на обеспечение его живучести:

- реализация на борту КА средств распознавания факта возникновения временной потери работоспособности БВС и, в случае выявления факта временной потери работоспособности БВС, произвести оперативное выключение БА и снижение до минимально возможного уровня нагрузки на систему электропитания;

- реализация на КА резервного контура системы ориентации, решающего задачу ориентации КА без использования БВС в случае выявления факта временной потери работоспособности БВС;

- введение управления положением панелей солнечных батарей без участия БВС (для КА подвижными панелями солнечных батарей).

Реализация этих мероприятий позволяет сохранить работоспособность КА не только в случае временной потери работоспособности БВС, но и при возникновении непредусмотренных и нераспознанных отказов, приводящих к нарушению энергобаланса. В этих случаях задействование резервного контура системы ориентации происходит по сигналу от системы электропитания.

ВОПРОСЫ ФОРМИРОВАНИЯ И КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИИ АВТОНОМНО ДВИЖУЩИХСЯ ОТДЕЛЯЕМЫХ НА УЧАСТКАХ ВЫВЕДЕНИЯ ОБЪЕКТОВ

Наумов А.Н.

*г. Королев, Московская обл., ФГУП ЦНИИмаш
mik@mcc.rsa.ru*

Рассмотрены вопросы использования отделяемых на участках выведения элементов, в т.ч. элементов, выводимых в качестве попутного груза, в качестве источников дополнительной информации, которая может быть применена для решения задач управления выведением полезной нагрузки на орбиты. При этом основной объект управления и отделяемые от него элементы должны быть дооснащены дополнительным оборудованием, обеспечивающим возможность получения дополнительной информации в процессе их автономного движения. В качестве примеров формирования и комплексирования информации рассмотрены варианты, связанные с уточнением навигационных параметров, определяющих точность выведения полезной нагрузки на заданную орбиту.

Возможные варианты решения данной задачи связаны с проведением на отделяемом элементе измерений параметров относительного линейного и углового движения средства выведения на участке их автономного движения.

Рассмотрены основные факторы, которые определяют эффективность коррекции навигационных параметров, а также вопросы, связанные с программно-математическим обеспечением решения данной задачи. При этом одной из характерных подзадач является формирование информационного пакета данных, передаваемых с отделяемого элемента на основной объект управления. Реализация программно-математического обеспечения решения данной задачи осуществляется вычислительными средствами в составе аппаратуры основного объекта управления и отделяемого элемента.

Показана возможность реализации минимального информационного пакета данных, передаваемых с отделяемого элемента на основной объект управления. Пакет в этом случае формируется вычислительными

средствами отделяемого элемента на основе обработки результатов измерений и комплексирования априорных данных навигационных параметров основного объекта управления и отделяемого элемента.

ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ ПРИ НАЛИЧИИ ТОЧЕК РАЗВЕТВЛЕНИЯ ТРАЕКТОРИИ

Пролетарский А.В.

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

Особенностью задачи оптимального управления полетом двухступенчатых летательных аппаратов (ЛА) применительно к общей схеме выведения космического аппарата (КА) на заданную орбиту является наличие точек разветвления траекторий полета ЛА в моменты разделения ступеней и активных участков полета первых ступеней ЛА в заданные районы приземления (РП). Наличие активных участков полета первых ступеней ЛА может быть обусловлено либо ограничениями по районам приземления этих ступеней при штатных режимах полета, либо требованиями по выполнению условий достижимости одного из выделенных РП при нештатных режимах полета ЛА.

В работе проведена редукция задачи оптимального управления полетом ЛА на участке выведения КА на орбиту к многоточечной краевой задаче. Получены условия трансверсальности для решения краевой задачи при наличии точек разветвления траектории полета ЛА в момент разделения ступеней и окончания активных участков полета отделившейся ступени в район приземления. Определен состав краевых условий для решения задачи оптимального управления опорным движением центра масс ЛА при выведении КА на заданную орбиту с учетом расположения районов приземления отделившейся ступени относительно плоскости требуемой орбиты. Предложена процедура поиска требуемых управлений с учетом ограничений на фазовые координаты. Процедура поиска требуемых управлений заключается в определении опорного управления, вычисляемого в результате решения краевой задачи без учета ограничений на фазовые координаты и допустимого по условиям ограничений управления. На основе воз-

возможных упрощений краевой задачи разработаны теоретические принципы решения задачи определения параметров управления опорным движением ЛА. При незначительных потерях массы полезной нагрузки, выводимой на стандартную круговую орбиту, систему сопряженных уравнений можно интегрировать при условии однородности гравитационного поля Земли и без учета влияния атмосферы на всех этапах активного полета ЛА. Для этого случая решение получено в аналитическом виде.

С целью сокращения затрат машинного времени упрощение решения краевой задачи проводится за счет уменьшения числа управляющих параметров и упрощения процедуры вычисления матрицы частных производных от краевых условий по управляющим параметрам с помощью интегрирования уравнений чувствительности.

Синтезирован метод гибкого управления программным движением ЛА при различных режимах работы двигателей на участке выведения на орбиту, предусматривающий вычисление на борту ЛА траектории опорного движения и формирование программы квазиоптимального управления без учета ограничений на параметры движения и на управление, накладываемых атмосферой и инерционностью контура управления, контроль текущих значений угловой скорости разворота ЛА, аэродинамического нагружения его конструкции и сравнение их с допустимыми значениями, вычисление по результатам сравнения допустимых управлений и переход, в случае необходимости, на допустимое управление относительно опорной траектории.

ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВЫСОКОТОЧНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ И МЕТОДЫ ИХ РЕШЕНИЯ

Типухов В.А., Филатов А.В.

*г. Самара, ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»
filatov_artem@rambler.ru*

Одной из основных задач системы управления движением (СУД) космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) является задача определения ориентации КА ДЗЗ (определе-

ние углового положения системы координат, связанной с целевой аппаратурой относительно опорной системы координат).

В связи с повышением требований к качеству информации наблюдения и точности привязки снимков на местности, в настоящее время имеется тенденция повышения требований к точности ориентации КА ДЗЗ до долей угловой минуты.

Еще в недавнем прошлом задача повышения точности определения ориентации сводилась к созданию более точных измерительных приборов. В настоящее же время точность бортовой аппаратуры (БА) уже измеряется единицами угловых секунд, а погрешности изготовления конструкции КА и точность установки БА все еще измеряются угловыми минутами. Поэтому в настоящее время усилия по обеспечению требуемой точности определения ориентации смещаются в сторону улучшения характеристик конструкции КА и разработки прямых и алгоритмических способов определения и учета погрешностей, вызванных недостатками конструкции КА (нестабильностью конструкции и погрешностью взаимной установки БА и ЦА).

Таким образом, в настоящее время ошибки установки и нестабильности углового положения осей чувствительности (ОЧ) измерительных приборов (ИП) относительно друг друга и относительно ОЧ целевой аппаратуры (ЦА) начинают играть определяющую роль. Учесть указанные ошибки одной лишь паспортизацией установки БА в наземных условиях не представляется возможным, ибо это требует, с одной стороны, дорогостоящих стендов, а с другой – учета всех факторов, которые действуют на КА при выводе на орбиту и при функционировании в условиях космоса (невесомости, перегрузок, вибрации, перепадов температуры и давления и др.).

В настоящее время в высокоточных СУД для повышения точности определения ориентации применяется: использование единой высокостабильной платформы для установки ИП системы определения ориентации, система автоколлимационного согласования осей, режим астроконтроля согласования ОЧ астродатчиков и ЦА, режим определения на этапе орбитального полета взаимного углового положения ОЧ ИП (геометрическая калибровка), режим определения на этапе орбитального полета погрешностей ИП (калибровка ИП), применение в БИНС квазинепрерывной астрокоррекции.

При обеспечении определения и учета истинного взаимного положения ОЧ ИП и ЦА основной вклад в погрешность определения ориентации начинает вносить такая характеристика конструкции КА, как нестабильность положения ИП и ЦА, следовательно, следующими шагами в обеспечении задачи высокоточного определения ориентации должны быть разработка и внедрение методов оценки взаимного углового положения ОЧ ИП и ЦА, совмещающих оценку взаимного углового положения ОЧ ИП и штатную работу КА, т.е. проведение непрерывной (или квазинепрерывной) геометрической калибровки.

ПРОЕКТНЫЕ ОЦЕНКИ УСТОЙЧИВОСТИ, УПРАВЛЯЕМОСТИ И СТРУКТУРЫ ПОПЕРЕЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ ВОЗВРАЩАЕМЫХ РАКЕТНЫХ БЛОКОВ ПО ТРАЕКТОРИИ ВОЗВРАТНОГО ПОЛЕТА ПОСЛЕ ИХ ОТДЕЛЕНИЯ ОТ РАКЕТ ЦЕЛЕВОГО НАЗНАЧЕНИЯ СРЕДНЕГО И ТЯЖЕЛОГО КЛАССОВ

Труфакин В.А., Шилова Г.А.

г. Москва, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

Данная работа относится к разряду проектно-поисковых исследований по созданию возвращаемых ракетных блоков (ВРБ) в части устойчивости и управляемости на этапе возвратного (автономного) полета на аэродром посадки, расположенный в районе старта.

В работе детально анализируются продольные и боковые моментные характеристики неавтоматизированного рассматриваемого ЛА и его органов аэродинамического управления с позиций устойчивости и управляемости.

При проектных исследованиях устойчивости и управляемости ЛА под структурой поперечного управления понимается:

- определение знака реакции ЛА по крену (нормальная – типовая, нейтральная, обращенная) на отклонение рассматриваемых органов аэродинамического управления;
- качественная оценка соотношения поперечных моментов от органа аэродинамического управления и моментов поперечной устойчивости (неустойчивости);

- оценка путей повышения эффективности поперечного управления и необходимости связи двух и более органов аэродинамического управления для указанных целей;
- оценка возможности поперечного управления на участках изменения реакции ЛА по крену на отклонение основного органа поперечного управления;
- оценка возможности с помощью рассматриваемых аэродинамических органов обеспечения устойчивости бокового движения на неустойчивых режимах при заданной структуре поперечного управления (и т.п.).

Эффективность поперечного управления зависит не только от эффективности органов управления по крену, но и от развивающегося при этом скольжения, обусловленного наличием моментов рысканья у указанных аэродинамических органов, и кинематической связи каналов крена и рысканья при наличии угла атаки. Суммарное угловое поперечное ускорение при отклонении органа аэродинамического управления, отнесенное к размерному моменту от указанного органа, определяется параметром

$$\lambda^2 = 1 - \frac{m_{\psi}^{\delta}}{m_{\gamma}^{\delta}} \cdot \frac{\sigma_{\gamma}}{\sigma_{\beta}},$$

представляющим собой отношение частоты нуля и частоты полюса в передаточной функции ЛА по крену в полусвязанной системе координат.

Расчетно-аналитическое исследование рассматриваемого ВРБ с прямым крылом по траектории возврата показывает необходимость прохождения ЛА обширной области боковой динамической неустойчивости ($\sigma_{\beta} > 0$). Обеспечение устойчивости на указанном режиме возможно только средствами автоматической устойчивости. Однако если при этом никаких условий на требуемую величину параметра λ^2 не накладывать, то структуры поперечного управления дифференциальным стабилизатором существенно различны, неконтролируемые и на отдельных участках нереализуемые.

Указанная задача, то есть одновременное обеспечение $\sigma_{\beta} = \sigma_{\beta \text{ зад}}$ и $\lambda^2(\varphi) = \lambda^2(\varphi)_{\text{зад}}$ в настоящей работе, решается путем одновременного введения в алгоритм управления дифференциальным стабилизатором и рулем направления сигналов, пропорциональных углу

скольжения (боковой перегрузки), что позволяет удовлетворить оба заданных условия.

Приводимые в работе расчетно-аналитические материалы определяют основные направления и особенности синтеза системы управления и стабилизации возвращаемых ракетных блоков (ускорителей) ракет целевого назначения среднего и тяжелого класса.

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЛУНА-ГЛОБ» НА ПАССИВНЫХ УЧАСТКАХ ПОЛЕТА

Умярова Э.М., Фомичев А.В.

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

В начале XXI века новый импульс получила проблема изучения естественного спутника Земли – Луны. Осваивать Луну планируют Европейские страны, США, Китай, Индия и Япония. В России (ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина) ведутся работы по реализации программы «Луна-Глоб», целью которой является доставка лунного грунта и выбор мест для будущих экспедиций. Задача миссии – облет Луны, подготовка и выбор площадок для луноходов, инженерных и научных комплексов, которые станут основой для будущей базы, а также исследование ядра Луны с помощью пенетраторов.

Данная работа посвящена разработке и исследованию ряда алгоритмов управления для системы управления движением (СУД) автоматического КА «Луна-Глоб» на пассивных участках полета. В результате выполнения работы были решены следующие задачи.

На основе анализа схемы перелета КА, назначения, основных режимов и требований к СУД КА на пассивных участках полета разработана структурная схема СУД и определен ее аппаратный состав. Проведен выбор измерительных средств и проанализированы их технические характеристики. Для управления движением КА на пассивных участках полета предлагается использовать приборы БОКЗ-МФ и бесплатформенный измерительный блок на волоконных оптических

гироскопах. Оптический солнечный датчик необходим для режима постоянной солнечной ориентации или в нештатных ситуациях.

Проведено исследование динамической схемы КА на пассивных участках полета с учетом упругости элементов конструкции, и разработана математическая модель углового движения КА. В результате анализа возмущений, действующих на КА, на пассивных участках полета, установлено, что основное возмущающее воздействие оказывает световое давление, максимальная величина которого составляет $\sim 0,8 \cdot 10^{-5}$ Нм.

Для управления угловым движением КА на пассивных участках полета в качестве исполнительных органов (ИО) выбран комплекс управляющих двигателей-маховиков (КУДМ), включающий четыре ДМ типа Агат-15, оси вращения которых образуют правильную пирамиду. Разгрузка ДМ осуществляется с помощью двухкомпонентных реактивных двигателей с тягой 12,5 Н. Разработана математическая модель выбранных ИО, учитывающая их динамические свойства и расположение на борту КА.

С помощью математического моделирования исследованы основные режимы управления КА на пассивных участках полета: успокоение КА после отделения от разгонного блока «Фрегат», стабилизация КА на ДМ, переориентация КА, разгрузка ДМ. Для каждого из режимов синтезирован соответствующий закон управления и проведена настройка его коэффициентов, исходя из требований к качеству переходных процессов, точности управления, а также с учетом ограничений, связанных с применением КУДМ. Полученные результаты подтвердили правильность предложенных в работе аппаратных и алгоритмических решений, обеспечивающих выполнение требований, предъявляемых к СУД КА.

Секция 2

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ АТМОСФЕРНЫМИ БЕСПИЛОТНЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

АЭРОМОБИЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС ДИСТАНЦИОННОГО КОНТРОЛЯ ХИМИЧЕСКОГО СОСТАВА АТМОСФЕРЫ

Апарин Ю.Я., Корнилов В.А., Шеваль В.В.

*г. Москва, ФГУП НПО «Астрофизика», МАИ
sheval@list.ru*

Лидары много лет используются в России и за рубежом для мониторинга загрязнений в атмосфере, для обнаружения и определения химических средств в атмосфере (концентрации аэрозолей отравляющих веществ, биологических средств и сильнодействующих ядовитых веществ), так как только они могут обеспечить получение профилей или полей различных параметров атмосферы с исключительно высоким временным и пространственным разрешением, обладая при этом рекордными концентрационными чувствительностями.

Оборудование лидара (лазер, приемные устройства, оптическая система, элементы системы наведения лазерного излучения) располагается, как правило, на стационарном или мобильном носителе, оно обладает большими массогабаритными характеристиками, для работы на заданных расстояниях требуются существенные значения энергии. Величина энергии излучения – это как раз тот параметр, который во многом определяет стоимость лидара и его массогабаритные характеристики. А так как энергия, отраженная от малоразмерных аэрозольных частиц, имеет весьма малые значения, то возникает также проблема оснащения лидара высокочувствительными приемными устройствами.

Часто неразрешимой задачей (особенно для труднодоступных районов при перемещении по земле) является размещение лидара по отношению к месту возможного появления облака загрязнений в зону ограниченной дальности действия лидара. В этом случае могли бы

найти применение лидары авиационного базирования, но такие комплексы являются чрезвычайно дорогостоящими, их применение не всегда оправдано экономически.

Для преодоления указанных недостатков авторами обосновывается построение нового типа мобильного (транспортируемого) лидара, в котором в качестве ретранслятора лазерного излучения используется группа малогабаритных беспилотных летательных аппаратов (МБЛА), перемещаемых к месту проведения мониторинга на транспортном средстве лидара.

Управление полетом МБЛА согласуется как с функцией углового перемещением луча лазерного излучения, так и с их взаимным расположением, скоростями и направлением полета. Показателями качественного выполнения задач мониторинга является постоянное размещение оптического ретроотражателя, расположенного на борту, в луче лазерного излучения и измерение координат пространственного расположения МБЛА.

Для решения весьма сложных задач управления полетом МБЛА на всех этапах его совместной с лидаром работы в состав бортового оборудования МБЛА входят следующие подсистемы: радиосвязи, информационная (приборы навигации, измерения ориентации и параметров полета МБЛА), автопилот, бортового электроснабжения и распределенных вычислительных средств.

МЕТОДОЛОГИЯ ОТРАБОТКИ И ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Горюшин Д.А., Зайцев А.В., Кислицын Ю.Д.

*г. Москва, ГосНИИ АС
zaitsev53@mail.ru*

Рассматривается современный подход к организации и проведению отработки и испытаний систем управления беспилотных летательных аппаратов (БЛА).

Методологической основой эффективной отработки и испытаний систем управления (СУ) БЛА является системный подход к наземным и летным испытаниям (НЛИ) СУ и их составных частей (СЧ), при

котором объекты испытаний, методы, средства, программы и методики всех категорий и видов испытаний образуют совокупность технически и функционально взаимосвязанных компонентов, объединенных единой организацией создания и использования в целях достоверности и полноты конечных результатов испытаний и сокращения затрат.

Основными принципами формирования эффективной системы НЛИ являются:

– минимизация объема летных испытаний СУ в составе БЛА за счет повышения качества наземных испытаний СУ и их СЧ, а также летных испытаний информационных СЧ на летающих лабораториях;

– обеспечение достоверности и полноты результатов наземных испытаний СУ и их СЧ за счет рационального и комплексного использования методов и средств математического моделирования, лабораторно-стендовых испытаний, полунатурного моделирования, полигонно-стендовых и летных испытаний информационных СЧ на летающих лабораториях;

– максимальное использование возможности замены (без снижения достоверности результатов) физических испытаний математическим моделированием, особенно в условиях, полностью или частично не реализуемых в летных испытаниях.

Для реализации системы НЛИ в ТТЗ на ОКР по созданию БЛА должны быть включены обоснованные (в НИР, аванпроекте) требования, устанавливающие состав объектов НЛИ, необходимые категории, виды и средства НЛИ, этапы, сроки и стоимость работ.

К ВОПРОСУ ПОЛНОТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ РЕЖИМОВ СТАБИЛИЗАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ

Жданович Н.П., Карева Е.М., Пучков А.М., Сыров А.С., Черепанова В.Е.

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

Этапы синтеза и анализа систем автоматического управления (САУ) летательными аппаратами (ЛА) базируются на построении структур и алгоритмов и всесторонних исследованиях на предмет

удовлетворения требованиям технического задания. На настоящее время в МОКБ «Марс» для разработчиков сформирована Программа исследований, максимально охватывающая этапы и многообразие учитываемых факторов. Она включает в себя:

1. Выбор первичной структуры и алгоритмов управления на основе имеющихся датчиков и рулевых приводов.
2. Выбор характерных режимов ЛА в области применения m , V , H , q .
3. Расчет параметров регламентированного ветрового порыва как фактора возмущения.
4. Формирование экстремальных разбросов параметров объекта и САУ.
5. Расчет динамических коэффициентов на основе аэродинамических и инерционно-массовых центровочных характеристик объекта.
6. Разработка расчетно-параметрических линейных, нелинейных и нелинейно-дискретных структурных моделей САУ для жесткого и упругого объекта.
7. Анализ системы стабилизации с точки зрения бездефицитности управления.
8. Расчет и анализ областей устойчивости, запасов устойчивости для линеаризованных моделей контуров стабилизации.
9. Выбор прогнозируемых передаточных чисел и постоянных времени противоизгибных фильтров.
10. Математическое моделирование переходных процессов на нелинейных цифроаналоговых структурных моделях с прогнозируемыми параметрами САУ на предмет анализа переходных процессов, параметров автоколебаний и удовлетворения их требованиям технического задания и возможной окончательной коррекции.
11. Аналитическое формирование законов адаптации.
12. Полноразмерное математическое моделирование на стенде математического моделирования с системами стабилизации, траекторного управления и навигации.
13. Полноразмерное моделирование на стенде полунатурного моделирования с реальным бортовым вычислителем и аналоговыми электронными платами блока управления.

Дальнейшие исследования связаны с моделированием на комплексах с реальной аппаратурой навигации; контрольными экспериментальными летными работами и реальными опытными работами с анализом телеметрической информации.

КРИТИЧНЫЕ СОЧЕТАНИЯ РАЗБРОСОВ ПАРАМЕТРОВ И ОТКАЗОВ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ КАК ФАКТОР НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ

Жданович Н.П., Карева Е.М., Пучков А.М., Сыров А.С., Черепанова В.Е.

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

Тема оценки регламентированных разбросов и отказов элементов в контурах САУ ЛА непосредственно примыкает к анализу бездефицитности управления и приобретает в настоящее время острый характер в связи с существенным расширением диапазонов условий применения по скорости, высоте и массе выгораемого топлива, в том числе определяющих на ряде режимов высокую чувствительность параметров устойчивости, качества, автоколебаний, адаптации к отклонениям от номинальных значений. И уже не допускается произвольный набор функций разбросов и отказов.

В докладе определены положения в составлении сочетаний разбросов и отказов, в том числе на основе функций чувствительности.

К числу важных факторов, усиливающих проявление разбросов параметров ЛА и отказов, целесообразно и необходимо отнести нахождение экстремумов аэродинамических и инерционно-массовых центровочных характеристик (АДХ и ИМЦХ) в условиях $\alpha=\alpha(t)$, $\beta=\beta(t)$ и $\delta_i=\delta_i(t)$, которые также становятся базовыми для формирования экстремально критичных сочетаний разбросов и отказов.

На настоящее время в МОКБ «Марс» сформирован следующий подход к решению задачи.

Основу составляют функции чувствительности характеристик САУ M_i к отклонению значения параметров K_j САУ:

$$S_K = \frac{\partial M_i}{\partial K_j}.$$

В этом отношении хорошо себя зарекомендовал анализ S_K -функций для оценки запасов устойчивости линейной или линеаризованной САУ ΔA и $\Delta \varphi$, т.е. исследование

$$S_{K1} = \frac{\partial \Delta A_i}{\partial K_i} \quad \text{и} \quad S_{K2} = \frac{\partial \Delta \varphi_i}{\partial K_i}.$$

При этом динамические коэффициенты ЛА, являющиеся функциями АДХ и ИМЦХ, также, в свою очередь, просчитываются на предмет их максимумов и минимумов с точки зрения определенных разбросов P_{max} и P_{min} по максимуму и минимуму управляемости соответственно. Дальнейший анализ проводится по функциям чувствительности к времени регулирования, перерегулированию и параметрам автоколебаний.

АНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД И КРИТЕРИИ РАСЧЕТА ОГРАНИЧЕНИЙ СИГНАЛОВ УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕВЫМИ ПРИВОДАМИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Карева Е.М., Пучков А.М., Сыров А.С., Черепанова В.Е.

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

Исполнительные органы беспилотных летательных аппаратов являются общими для отработки управляющих сигналов контуров стабилизации по тангажу, курсу и крену. Рассмотрен аналитический метод решения корректного распределения управляющих сигналов.

Беспилотные летательные аппараты характеризуются многозначностью решаемых задач, определяющих, в том числе, необходи-

мость строгого подхода к распределению сигналов управления в каналах курса, тангажа, крена для отработки рулевыми приводами. В рамках этой задачи должен быть обоснованный аналитический порядок. Особенно это относится к случаям, где имеет место структурное инвариантное решение в отношении побочных аэродинамических связей. В докладе определены критерии формирования уровней ограничения сигналов управления и аналитический подход к их расчету.

Физичность проблемы обоснована двумя положениями:

- полное использование ресурса рулевых поверхностей ЛА;
- определение критериев корректного распределения и ограничения сигналов управления контуров стабилизации по тангажу, курсу и крену σ_i .

Необходимость ограничений в каналах обусловлена непосредственными ограничениями расходов рулей δ_i . При больших сигналах управления, определяющих в совокупности превышение σ_i над указанными расходами рулей δ_i , ограничения должны быть введены и они должны удовлетворять следующим критериям:

1) соответствовать максимальным значениям $\delta_{i\max}$ – с целью исключения недоиспользования расхода рулей;

2) номинальные значения выставляются по п. 1 с тем, чтобы в обратном пересчете от расхода рулей к сигналам управления не имело места «искажение» распределения сигналов ограничений в пропорциях между собой, т.е. чтобы пропорции сигналов управления σ_i между собой были аналогичными распределению в линейной зоне (в «малом»).

Невыполнение в совместности условий обозначенных критериев влечет «искажения» пропорций сигналов $\sigma_b, \sigma_n, \sigma_y$ при выходе на ограничения по расходу рулей.

Заключение. Предложенные критерии и аналитический метод расчета ограничений сигналов управления позволили качественно повысить точности во всех каналах системы автоматического управления и нашли применение в разработках МОКБ «Марс».

ВНЕШНЕТРАЕКТОРНЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ В УПРАВЛЕНИИ ДВИЖЕНИЕМ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Реутов В.Г.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

Большинство беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) представляют собой в значительной степени автономно функционирующие изделия. В то же время ряд задач, решаемых БПЛА, допускает использование внешнетраекторных измерений (ВТИ) для дистанционного управления их движением либо в качестве альтернативы бортовым измерительным средствам (дистанционно пилотируемый летательный аппарат – ДПЛА), либо в качестве дополнительной и информационной поддержки. При этом повышается надежность и живучесть БПЛА, используемая внешняя аппаратура не подвержена ряду воздействий, характерных для условий полета, к ней не предъявляются жесткие ограничения по массе и габаритам, стоимость БПЛА может быть снижена.

Использование для ВТИ радиолокаторов позволяет обеспечить большие дальности и практически независимость от погодных условий, лазерные локаторы обладают значительно лучшей угловой разрешающей способностью и точностью. Для измерения углового положения БПЛА на его корпусе размещаются блоки уголковых отражателей СВЧ-диапазона или блоки трипель-призм для оптического диапазона длин волн. Возможно также использование передатчиков-ответчиков.

Существенно упростить алгоритмы обработки информации при использовании ВТИ можно путем разделения сигналов по спектральному диапазону, что может быть достигнуто установкой соответствующих оптических фильтров перед отражателями в оптическом диапазоне и использованием радиолокационных каналов, работающих на разных длинах волн.

Решение задачи оценивания координат и углов поворота БПЛА по одному локационному зондированию позволило найти оптимальную оценку вектора линейных координат объекта и выражение,

минимизация которого численными методами дает оценку угловых координат объекта. Полученные оценки могут рассматриваться как результаты измерений при решении задачи оценивания и прогноза координат объекта и управления его движением классическими методами калмановской фильтрации и теории оптимального управления.

Использование ВТИ и дистанционного управления БПЛА может найти применение, например, при управлении БПЛА, осуществляющем мониторинг окружающей среды, при посадке БПЛА, для оценки состояния и управления низкоорбитальными космическими аппаратами в нештатных ситуациях. Выбор локационных средств, обеспечивающих внешнетраекторные измерения в каждом конкретном случае, позволяют сделать полученные оценки их основных характеристик.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ И ПОЛУНАТУРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЦИФРОАНАЛОГОВОЙ АДАПТИВНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ АТМОСФЕРНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Синица С.П., Третьяков А.В.

*г. Дубна, ОАО «ГосМКБ «Радуга» им. А.Я. Березняка
raduga@dubna.ru*

Понятие адаптивной системы управления определяет, что система управления автоматически подстраивается под внешние условия полета. На исследуемом беспилотном летательном аппарате (БЛА) адаптивная система реализована в виде блока самонастройки, выходным параметром которого является управляющий сигнал самонастройки, пропорциональный эффективности рулей в канале крена, который используется для формирования передаточных чисел и в контуре управления продольным движением.

Исследуемая математическая модель (ММ) БЛА состоит из блоков, отражающих полную цепочку взаимодействия систем реального БЛА. Для осуществления полунатурного моделирования полного контура управления БЛА создан комплекс на базе трехступенного динамического стенда ЗПШК-600М, включающий промышленные ком-

пьютеры с платами АЦП/ЦАП и мультиплексного обмена, для решения задач динамики и стыковки с реальной аппаратурой разработаны программы, обеспечивающие взаимодействие бортовой аппаратуры с моделью пространственного движения БЛА.

Разработана методика поэтапного моделирования, основанная на последовательной замене элементов ММ их реальными прототипами:

– *Моделирование в бесстендовом варианте.* Этот этап стал возможен благодаря особенностям конструкции блока БИНС, имеющего цифровой вход для «подыгрыша» информации в обход чувствительных элементов.

– *Моделирование на стенде.* Преимущество этого этапа перед бесстендовым вариантом заключается в том, что все датчики работают в штатном режиме.

– *Моделирование с головкой самонаведения (ГСН) на стенде.* На этом этапе проверялось аппаратно-программное взаимодействие аппаратуры СУ и ГСН, подробно исследована работа пролонгатора. В то же время было проведено моделирование с математической моделью пролонгатора. Сопоставление результатов ММ и ПНМ подтвердило правильную реализацию алгоритма пролонгации в аппаратуре ГСН.

В процессе работы были обнаружены и устранены функциональные отклонения в работе отдельных элементов и подсистем:

- значительные информационные запаздывания при выдаче траекторных команд и признаков;
- информационные сбои при передаче параметров в системе управления.

В результате проделанной работы: настроен контур самонастройки, отработаны алгоритмы бортового программного обеспечения, исследовано взаимодействие аппаратуры СУ и ГСН.

Результаты моделирования подтверждены четырьмя успешными натурными работами с цифроаналоговой адаптивной системой управления.

Секция 3**НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ, ПРИБОРЫ И
ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**БЕСПЛАТФОРМЕННЫЙ ИНЕРЦИАЛЬНЫЙ БЛОК
НА ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПАХ**

**Антонова М.В., Волынцев А.А., Жегалин И.И., Ковалева Е.Ю.,
Корнюхин А.В., Новиков Л.З.**

*г. Москва, Филиал ФГУП «ЦЭНКИ»
«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»*

В докладе рассмотрены назначение, принцип действия, режимы работы, конструктивное исполнение и резервированная структура бесплатформенного инерциального блока на волоконно-оптических гироскопах и кварцевых маятниковых акселерометрах (БИБ-ВОГ), реализующая принцип «одной допустимой неисправности», т.е. сохранение работоспособности и уровня точности при отказе любого одного (а иногда и нескольких) входящих в прибор устройств.

Приведена математическая модель погрешностей (ММП) гироскопического измерительного канала, в основе которой лежит зависимость скорости ухода от проекций вектора кажущегося ускорения (перегрузки) на оси прибора. С целью проверки адекватности ММП были проведены многопозиционные испытания ВОГ в разных ориентациях относительно направления единичной перегрузки, результаты которых и уточненная соответствующим образом ММП ВОГ также приведены в докладе. Кроме того, представлены результаты исследований влияния внешнего магнитного поля на параметры ВОГ.

ВОЗМОЖНЫЕ ПОДХОДЫ К ПРОБЛЕМЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОСОБЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ СИСТЕМ БЕЗУПОРНЫХ ГИРОДИНОВ

Архипов Р.А., Заведеев А.И.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс», МАИ

office@mars-mokb.ru

Построены особые поверхности для двух систем безупорных гироскопов, произведен их сравнительный анализ. Указаны особенности этих поверхностей для рассмотренных гироскопических систем.

Рассмотрены две системы из шести гироскопов. В первой силовые гироскопы (СГ) расположены по схеме «ромб 2x3» с полууглом, равным $41,5^\circ$. Во второй СГ расположены по схеме «веер», угол между осями подвеса смежных гироскопов составляет 30° . В обоих случаях примем, что углы поворота их гироскопов неограниченны. Обозначения примем согласно [1]. При отсутствии ограничительных упоров на осях подвеса все углы поворота гироскопов ε_i можно отсчитывать от произвольных начальных положений гироскопов. Модули векторов Γ_i для всех гироскопов примем равными Γ .

Проекция H_x, H_y, H_z вектора H гиросистемы на оси A_x, A_y, A_z соответственно связаны с углами прецессии ε_i соотношениями $H_k = f_k(\varepsilon_i)$, ($k = x, y, z$). Матрица Якоби J размерности 3×6 , составленная из частных производных функций H_k , при условии $\text{rang } J < 3$ определяет особое значение $\varepsilon = \varepsilon^*$. Любому значению ε^* вектора ε отвечает особая точка H^* в пространстве вектора H . При попадании ε в ε^* вектор H , принимающий при движении по траектории $H(t)$ значение H^* , лишается возможности вариации в одном из направлений, связанных с осями A_{xyz} . Это равносильно тому, что система гироскопов не способна развивать в этом направлении управляющий момент $M_T = -dH/dt$, что означает частичную потерю работоспособности системы стабилизации и ориентации. Однако для всех H^* (за исключением лишь точек, образующих границу области S) это затруднение можно устранить за счет изменения вектора ε , т.е. за счет определенной перестройки системы СГ. Преодоление непроходимых точек связано с изменением заданной

траектории $H(t)$, что, вообще говоря, приводит к нарушению в работе системы ориентации [2].

В результате перестройки гироскопической системы можем получить следующие случаи:

а) значение ε , реализующее величину $H=H^*$, перестает быть особым;

б) значение ε остается особым, но «запретное» направление для вариации вектора H изменяется, и требуемая вариация этого вектора становится возможной.

Получение того или иного результата зависит как от типа особой точки, так и от характера предпринятой перестройки.

Закон управления ($f_i(\varepsilon_i, H_k)=0$) должен исключить особые реализации ε^* неявных точек H^* и обеспечить перестройку гироскопической системы при встрече траектории $H(t)$ с точками H^* иных типов. В сочетании с техническими ограничениями (прежде всего с ограничением мощности моментных датчиков, управляющих положением главных осей гироскопов) это представляет в общем случае сложную проблему. В нашем случае задача перестройки системы облегчается в силу специфики выбранных схем расположения силовых гироскопов. В гироскопической системе, построенной по схеме «ромб 2×3 », гиродины разделены на коллинеарные группы, поэтому все особые точки H^* – неявные и проходимые. Во второй системе избыточное число силовых гироскопов существенно уменьшает площадь особых поверхностей по сравнению с системой, построенной только на трех гиродинах.

Проведя моделирование гироскопических систем «ромб 2×3 » и «веер», можно сделать следующие выводы. Область S возможных вариаций вектора H^* первой системы уступает второй, особенно в проекции на плоскость расположения гиродинов. Однако область свободна от «кратеров», чем облегчает управление. Кроме того, в схеме «ромб 2×3 » заложен принцип резервирования, немаловажный в космической технике. Особые поверхности в области S для схемы «веер» имеют малую площадь, и большинство траекторий $H(t)$ будет проходить мимо них. Однако для схемы «ромб 2×3 » все особые поверхности проходимые, что облегчает перестройку гироскопической системы, хотя при

отказе гироскопов появятся непроходимые особые поверхности, и в законе управления будет нужно учитывать это изменение.

Список литературы:

1. Токарь Е.Н., Платонов В.Н. Исследование особых поверхностей систем безупорных гироскопов // Космические исследования. 1978, т. 16, №5. С.675-685.
2. Игнатов А.И., Сазонов В.В. Построение и анализ особых поверхностей систем безупорных гироскопов методом продолжения по параметру // http://www.keldysh.ru/papers/2007/2007/2007_27.html, 2007.

ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ УСТРОЙСТВ ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ РЕЖИМОВ В ВЫСОКОТОЧНОЙ ДВУХКАНАЛЬНОЙ СЛЕДЯЩЕЙ СИСТЕМЕ

Афанасьев А.С.

г. Москва, ФГУП КБ ТОЧМАШ им. А.Э. Нудельмана
alekseiGiant@yandex.ru

Исследуемая следящая система имеет динамическую точность сопровождения космического объекта (КА) ± 2 угл. секунды. В данной работе решается задача «структурной» устойчивости системы для различных вариантов регуляторов изменения структуры и приводятся условия устойчивой работы.

Регулятор на основе инерционного звена

В регуляторе используется инерционное звено с постоянной времени T_ϕ , которое вводит плавную задержку и монотонное возрастание коэффициентов усиления. «Структурная» устойчивость системы зависит от уровня ошибок, при которых происходит переключение режимов $\Delta_{пер}$ и постоянной времени T_ϕ . Границу области устойчивости в первом приближении можно представить в виде двух асимптот:

$$20 \cdot \lg T_\phi = K ; \quad (1)$$

$$20 \cdot \lg T_\phi = a \cdot \lg \Delta_{пер} ,$$

где $K = \text{const}$, определяется экспериментальным путем и зависит от уровня входного сигнала.

Область параметров, находящихся выше асимптот (1), определяет те их значения, при которых переключение режимов устойчиво.

Регулятор на логических элементах

В исследуемом регуляторе используются два уровня ошибки системы и бинарный сигнал о состоянии системы.

Условие устойчивой работы регулятора:

$$\Delta'_{nep} = 1,2 \cdot A_{ac \max} ; \quad (2)$$

$$\Delta''_{nep} = 1,2 \cdot A_{n \max} ,$$

где $A_{n \max}$ – амплитуда ошибки системы при переходном процессе смены режимов,

$A_{ac \max}$ – амплитуда ошибки системы в режиме автосопровождения после прохождения переходного процесса смены режимов.

Заключение. Разработаны варианты электротехнических решений изменения структуры, которые обеспечивают устойчивость переходных процессов при смене структуры системы. Выполненные исследования дают возможность выбора параметров устройств переключения с позиции исключения неконтролируемых переключений и минимальной ошибкой, возникающей при изменении структуры.

Литература.

1. Озеряный Н. А. «Системы с параметрической обратной связью». М., «Энергия», 1974.

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ВОЛНОВЫХ ТВЕРДОТЕЛЬНЫХ ГИРОСКОПОВ В БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Ачильдиев В.М., Басараб М.А., Лунин Б.С., Матвеев В.А.

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

Для улучшения тактико-технических и эксплуатационных характеристик беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) необходима разработка современных бортовых систем управления, которые обеспе-

чивают возможность надежного функционирования при воздействии разнообразных внешних факторов в условиях быстрого изменения воздушной обстановки. Одним из основных модулей цифрового автопилота БПЛА является бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС), предназначенная для определения ориентации БПЛА и его текущего местоположения в неподвижной системе координат.

Для БПЛА мини- и микроклассов на первый план выходит минимизация таких показателей, как габаритные размеры, стоимость, энергопотребление, а также обеспечение надежности в эксплуатации. В этой связи в последнее время в отечественной и зарубежной литературе наибольшее предпочтение отдается вибрационным микромеханическим гироскопам с интегрированной электроникой (мехатронного типа). Однако использование распространенных серийных микромеханических гироскопов не может в полной мере удовлетворить требованиям пользователя без применения специальных мер предполетной подготовки. В связи с этим исследователи ищут новые пути и новые типы датчиков, которые позволили бы эффективно решить проблему надежной, дешевой, малогабаритной БИНС для мини- и микроБПЛА с невысоким дрейфом. Среди таких датчиков особое место занимают волновые твердотельные гироскопы (ВТГ) с полусферическим, цилиндрическим или кольцевым резонатором, построенные с использованием микромеханических технологий. Скорость дрейфа ВТГ (порядка 0,1-10 град/ч) дает возможность реализовать достаточно точную систему управления БПЛА при наличии комплексирования сигнала с данными спутниковой системы навигации и использования современных методов и алгоритмов цифровой обработки сигналов.

Принцип действия ВТГ основан на инертных свойствах стоячих упругих волн, возбужденных во вращающихся осесимметричных оболочках. В некотором смысле ВТГ можно рассматривать как дальнейшее развитие осцилляторных гироскопов, наиболее ранней моделью которых является простейший камертонный гироскоп. Своеобразный принцип работы дает новому гироскопу ряд преимуществ: большой рабочий ресурс вследствие отсутствия движущихся механических частей, высокая точность и малая случайная погрешность, устойчивость к тяжелым условиям окружающей среды, небольшие габариты.

риты, вес и потребляемая мощность, сохранение инерциальной информации при кратковременном отключении электропитания. Эти достоинства делают ВТГ одним из наиболее перспективных гироскопических приборов для использования в БИНС БПЛА.

В докладе рассматриваются конструктивные и технологические вопросы разработки ВТГ применительно к БИНС БПЛА, требующие решения ряда новых научных проблем. Разнообразие задач, возникающих при моделировании ВТГ и проектировании БИНС на его основе, требует привлечения широкого набора средств современной теории аппроксимации, численного анализа, методов искусственного интеллекта, цифровой обработки сигналов.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ИСТОЧНИКОВ

Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Павлов Б.В.

г. Москва, ИПУ РАН

avolkovitsky@yandex.ru, karshak@mail.ru, pavlov@ipu.ru

В докладе рассматривается метод определения относительных координат и углов ориентации, основанный на измерении компонент низкочастотного электромагнитного поля, для которого параметры всех источников известны. В отличие от традиционного метода радионавигации, где используется только дальномерная информация, применение в качестве источников дипольных антенн позволяет получать угловую информацию об относительном расположении передатчика и трехкомпонентного приемника.

Предположим, что поле возбуждения создается точечным магнитным диполем. Рассмотрим систему координат, центр которой расположен в точке диполя, а оси жестко связаны с вектором дипольного момента M . В любой точке с ненулевым радиус-вектором R поле диполя выражается соотношением $H(R) = O(R) \cdot M$, где $O(R)$ – линейный оператор, зависящий только от радиус-вектора. При заданной величине

не момента диполя обратный к $O(R)$ оператор определяет замкнутую выпуклую поверхность S , являющуюся геометрическим местом точек расположения диполей, моменты которых дают поле H в точке R . Направление момента в каждой точке поверхности задается единственным образом.

Если источников несколько, то каждый вектор, возбуждаемый на своей частоте, задает поверхность S_i . Пересечение поверхностей S_i дает искомое решение. В частности, для трех источников в наиболее общем случае пересечение представляет собой восемь существенно различных точек. Для выбора одной точки достаточно воспользоваться грубой по точности априорной информацией о положении приемника относительно передатчиков. Использование нескольких источников возможно, например, при возбуждении сигналов с различными спектрами в каждом из источников.

Угловая информация, подверженная гораздо меньшим искажениям, связанным с погрешностью измерений и априорной информации, может быть получена отдельно по измерениям углов между векторами поля, измеренными для каждого из источников. Для работы такого алгоритма необходимо наличие информации о взаимной ориентации диполей-передатчиков.

Следует отметить ряд ограничений на работу описанной системы навигации. Во-первых, ограничение зоны действия, поскольку амплитуда поля диполя убывает как куб расстояния. Во-вторых, возможно влияние поля токов, наведенных внутри земли, синфазная компонента которого тем больше, чем больше проводимость пород, поэтому необходим учет геофизической информации.

В докладе приводятся результаты работы алгоритмов для решения задачи относительной навигации летательного аппарата и буксируемой им выпускной гондолы. Проводится сравнение с позиционным решением спутниковой навигационной системы в дифференциальном режиме с использованием фазовых измерений.

УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМ МАНИПУЛЯЦИОННЫМ РОБОТОМ ПРИ ПОВЫШЕННЫХ СКОРОСТЯХ ИЗМЕНЕНИЯ КООРДИНАТ

Глумов В.М., Рутковский В.Ю., Суханов В.М.

г. Москва, ИПУ РАН

rutkov@ipu.ru

Свободнолетающие космические манипуляционные роботы (КМР) относятся к новому классу маломерных объектов космической техники, предназначенных для выполнения различных работ в открытом космосе, в том числе для технического обслуживания внешних устройств пилотируемых орбитальных станций (ОС). Одной из основных проблем применения КМР в различных сервисных операциях является влияние подвижности основания на качество и на возможность решения манипуляционных задач. КМР должен сохранять работоспособность и в нештатных ситуациях, таких, например, как спасение несанкционированно удалившегося от ОС полезного груза.

Рассматриваемый в работе свободнолетающий космический робот как механическая система содержит несущее тело (корпус), шарнирно присоединенный к нему трехзвенный манипулятор и удерживаемый схватом манипулятора пассивный груз. Для конкретности рассматривается плоское движение КМР.

Исследуются особенности динамики КМР как многосвязной нелинейной системы с изменяющимися в процессе функционирования параметрами. Проведенное исследование линейной и нелинейной моделей КМР показало, что при увеличении скоростей обобщенных координат динамика нелинейной модели сильно отличается от динамики линейной модели, где не учитываются эти скорости. Получена аналитическая оценка ошибки между динамиками моделей, которая может быть использована для коррекции алгоритмов управления. Исследуются вопросы обеспечения безопасного перемещения КРМ над поверхностью ОС и реализации начального поиска точки установки груза с помощью системы технического зрения при переходе к режиму манипуляционного оперирования.

Основной задачей работы является синтез алгоритма манипуляционной установки груза в заданной точке A из состояния зависания КМР в рабочей зоне. Целью управления является манипуляционное совмещение в инерциальном пространстве характерной точки груза a с приемной точкой A на поверхности ОС. Система управления поступательными и угловыми движениями корпуса КМР в рассматриваемой задаче предполагается отключенной. На первом этапе синтеза алгоритма определяется область значений допустимых скоростей манипулятора, ниже которых динамика КМР считается «медленной». При этом алгоритм управления манипулятором формируется из известного в робототехнике принципа независимости управления каждым звеном манипулятора. В случае возникновения «форсажного» режима, вызванного повышенными обобщенными скоростями в нештатной ситуации, когда нельзя пренебречь нелинейными членами, производится коррекция текущего алгоритма управления. Проведено исследование влияния нелинейных членов модели КМР на динамику управления.

Работоспособность предложенного алгоритма управления манипулятором при решении задачи манипуляционного сближения иллюстрируется осциллограммами. При моделировании использовалась полномерная нелинейная модель КМР.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 09-08-00064).

БЛОК МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ

**Доронин В.Л., Жегалин И.И., Соловьев А.В., Тарасов А.Н.,
Терешкин А.И., Царев М.Н.**

*г. Москва, Филиал ФГУП «ЦЭНКИ»
«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»*

В докладе представлены материалы проработки конструктивного облика и выходных характеристик блока датчиков угловых скоростей (БДУС) космического применения, построенного на базе микромеханического вибрационного гироскопа (ММВГ) резонансного

типа. Приведены результаты предварительных испытаний компонентов ММВГ, даны оценки отдельных выходных параметров гироскопов – полосы пропускания и неустойчивости нулевого сигнала, а также диапазона измеряемых угловых скоростей и масштабного коэффициента, полученные математическим моделированием. Определены основные технические характеристики БДУС – масса, габариты, энергопотребление, диапазон измеряемых угловых скоростей, масштабный коэффициент, полоса пропускания и неустойчивость нулевого сигнала.

ЗАДАЧИ ВЫБОРА ЭЛЕКТРОПРИВОДА ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ ДЛЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЭЛЕКТРОЛЕТОВ И ПУТИ ИХ РЕШЕНИЯ

Занегин С.Ю., Калугин В.Н., Сухов Д.В., Шишов Д.М.

г. Москва, МАИ

Выдвинутая российским электротехником Лодыгиным А.Н. в 1870 году идея создания электролета (он впервые в мире ввел этот термин) – летательного аппарата (ЛА) с электроприводом воздушного винта (ВВ) – интенсивно реализуется зарубежными учеными и инженерами с конца прошлого века. Уже созданы и успешно прошли и проходят испытания электролеты в США, Германии, Японии, Израиле, Швейцарии. Есть некоторые достижения и в России.

Электропривод ВВ позволяет реализовать существовавшие ранее лишь в проектах новые, нетрадиционные схемы компоновки ЛА – летающее крыло, летающая платформа, тарелка, выносной подъемный модуль, электролет с эллипсовидным замкнутым крылом. Такие ЛА обладают определенными преимуществами перед известными. Малогабаритные беспилотные дистанционно управляемые ЛА уже находят применение в целях наблюдения за местностью с высоты птичьего полета и больших высот в интересах МВД, МО, МЧС и других структур.

В докладе рассматриваются различные схемы выполнения электропривода ВВ для выносного подъемного модуля, тарелки, ЛА с эллипсовидным крылом. Приводятся результаты экспериментального исследования по определению эффекта образования дополнительной подъемной силы от вихревой составляющей воздушного потока за ВВ

при расположении электродвигателя на конце крыла. Подобный эффект может заметно проявиться в ЛА с эллипсовидным крылом. ЛА с таким крылом прошел успешные испытания в Белоруссии.

Приводятся результаты исследования подъемной силы при обтекании радиально расходящимся воздушным потоком макета тарелки диаметром 0,55 м. Анализируются свойства и преимущества вентиляционного электропривода ВВ с трехсекционной обмоткой с нулевой точкой при питании через полумостовой инвертор от источника с нулевой точкой – аккумулятора, солнечной батареи.

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ СИСТЕМ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Корнилов В.А., Синявская Ю.А.

*г. Москва, МАИ
cijulia@mail.ru*

Контур управления беспилотного летательного аппарата рассматривается как иерархическая структура, состоящая из трех подсистем: системы управления, исполнительного устройства – рулевого привода и объекта управления – беспилотного летательного аппарата.

Задача проектирования формулируется как определение обличных характеристик системы управления и рулевого привода при условии удовлетворения требований к динамическим характеристикам контура управления и при условии минимизации энергетических затрат. В качестве глобального критерия качества рассматривается энергетический критерий в виде минимума максимальной полезной мощности $\min N_{max}$, отдаваемой исполнительным устройством на управление беспилотным летательным аппаратом, а требования к динамическим характеристикам контура управления используются в качестве функциональных ограничений.

Решение поставленной задачи производится методами иерархической оптимизации в виде многоуровневого итерационного процесса. Общий лагранжиан (1) представляется в аддитивно-сепарабельном виде, что позволяет решать на нижнем уровне задачу минимизации энергетических затрат при фиксированных значениях оптимизируемых па-

раметров верхнего уровня (параметров системы управления). На верхнем уровне оптимизации модифицируются структуры и математические модели системы управления, удовлетворяющие требованиям к динамическим характеристикам контура управления, и определяется закон движения объекта управления. На нижнем уровне оптимизации определяются оптимальные, в смысле глобального критерия качества, обликотипические характеристики рулевого привода.

$$L = N_{max}(\bar{x}_c(t), \bar{p}_c(t), \bar{p}_{рп}(t), \bar{p}_n(t)) + \bar{\mu}^T \bar{h}(\bar{x}_c(t), \bar{p}_c(t)) + \bar{\lambda}^T (\bar{x}_c(t)_{\bar{p}_n} \bar{f}_c(\bar{x}_c(t), \bar{p}_c(t), \bar{p}_{рп}(t))) \quad (1)$$

где $\bar{x}_c(t)$ – вектор фазовых координат системы управления,

$\bar{p}_c(t)$ – вектор параметров системы управления,

$\bar{p}_{рп}(t)$ – вектор параметров рулевого привода,

$\bar{p}_n(t)$ – вектор параметров объекта управления,

N_{max} – максимальная полезная мощность,

$\bar{\lambda}$ – вектор множителей Лагранжа,

$\bar{\mu}$ – вектор множителей Куна-Таккера,

\bar{h} – вектор функций штрафа, учитывающий требования к динамическим характеристикам контура управления.

В результате решения поставленной задачи определяются структура и параметры системы управления, обликотипические характеристики рулевого привода в виде эквивалентной модели и основных энергетических характеристик в виде зависимости $N_{max}(F)$, где F – жесткость механической характеристики рулевого привода при удовлетворении требований к динамическим характеристикам контура управления и при обеспечении минимизации энергетических затрат на управление.

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ЛАЗЕРНЫХ ГИРОСКОПОВ В БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ

Кробка Н.И.

*г. Москва, Филиал ФГУП «ЦЭНКИ»
«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»
KrobkaNick@msn.com*

Представлены в систематизированном виде основные результаты оригинальных исследований автора (за период 1979 г. – 2010 г.) особенностей применения лазерных гироскопов (ЛГ) в бесплатформенных инерциальных системах ориентации (БИСО) и бесплатформенных инерциальных навигационных системах (БИНС).

Анализируется влияние погрешностей и шумов ЛГ на точность БИСО и БИНС. Исследование проведено на основе строгих уравнений ошибок (УО) БИСО и БИНС. Комментируются отличия строгих УО от приближенных УО – уравнений в вариациях. Приведены примеры эффектов в БИСО и БИНС, которые не могут быть учтены приближенными УО, традиционно используемыми в теории инерциальной навигации.

Применительно к БИСО представлена теория некоммутативных кинематических эффектов. Комментируются особенности применения различных типов трехосных ЛГ (ТЛГ) БИСО. В частности, указано на принципиальную ошибочность традиционных методик калибровки смещения нулей ТЛГ на одном общем вибраторе (разработки ТЛГ ОАО «Раменский приборостроительный завод», в частности, в интересах разработок систем управления ФГУП «Московское опытно-конструкторское бюро «Марс»).

Рассмотрен новый класс алгоритмов автономных БИНС (новый вариант использования информации о гравитационном поле для автономной БИНС с тремя акселерометрами и картой гравитационного поля), снижающий темп накопления во времени ошибки автономной БИНС с экспоненциального до квадратичного для произвольных 3D движений управляемого объекта без применения альтиметров и

гравитационных градиентометров. Даны обоснованные оценки квантовых пределов точности БИСО и БИНС на ЛГ.

РЕТРОСПЕКТИВНЫЙ АНАЛИЗ ПРОЕКТА HYPER ЕВРОПЕЙСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АГЕНТСТВА: КОСМИЧЕСКИЕ ПРИМЕНЕНИЯ ПРЕЦИЗИОННЫХ ГИРОСКОПОВ НА ВОЛНАХ МАТЕРИИ

Кробка Н.И.

*г. Москва, Филиал ФГУП «ЦЭНКИ»
«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»
KrobkaNick@msn.com*

Представлен ретроспективный анализ известного проекта HYPER Европейского космического агентства – запланированного в 1999 году первого космического применения гироскопов и акселерометров на волнах материи в составе системы управления спутника.

Комментируется различие космических миссий проекта HYPER и проекта Gravity Probe-B по проверке эффектов эйнштейновской теории относительности.

В контексте анализа разработок гироскопов на обобщенном эффекте Саньяка (ГОЭС) на основе:

- 1) интерферометров волн де Бройля (ИВБ);
- 2) сверхтекучести гелия (СТ);
- 3) Бозе-Эйнштейна конденсатов (БЭК) проведен анализ развития основных технических решений ГОЭС и технического облика современных типов ГОЭС. Рассмотрены разработки ГОЭС на ИВБ, СТ и БЭК ведущих исследовательских центров США, Евросоюза и КНР.

Работа частично поддержана государственным контрактом № 02.740.11.0528 от 15 марта 2010 г.

ВОПРОСЫ РАЗРАБОТКИ АЛГОРИТМОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО ЗВЕЗДАМ

Кружилов И.С.

*г. Москва, ОАО «НПО «Геофизика-Космос»
krujeelov@mail.ru*

Ориентация космического аппарата (КА) в пространстве осуществляется с помощью гироскопов или специальных оптоэлектронных приборов. Оптоэлектронные приборы осуществляют ориентацию по различным небесным объектам – Солнцу, Земле (в инфракрасном диапазоне), звездам. Среди перечисленных видов ориентации наибольшей точностью обладает ориентация по звездам (в англоязычной литературе чаще встречается термин *star tracker*). Точность ориентации спутников существенно влияет на работу систем связи, телевидения, определение координат объектов на поверхности Земли.

Приборы звездной ориентации относятся к классу систем реального времени, поскольку существуют значительные ограничения на время ориентации и мощность используемого процессора. Осуществление ориентации по звездам затруднено наличием оптических искажений (дисторсия, хроматическая аберрация и т.д.), собственными шумами матрицы и прибора, засветкой от Солнца, Луны и газопылевого облака КА, наличием «ложных» звезд.

Алгоритмическую составляющую проблемы звездной ориентации можно разделить на 4 составляющие:

1. Проблема определения положения точечных источников света (ТИС).
2. Способы отождествления звезд для последовательности кадров участка звездного неба. Селекция помех типа «светящаяся частица».
3. Алгоритмы отождествления группы звезд из поля зрения прибора со звездами в звездном каталоге (*star identification algorithms*).
4. Проблема формирования звездного каталога. Способы вычисления матрицы или кватерниона ориентации.

Свет звезды, являющейся ТИС, после прохождения через оптическую систему проецируется на матрицу размытым пятном. Разме-

ры и форма проекции зависят от оптической системы. Ошибка в определении координаты светового источника зависит от характеристик матрицы, параметров проецируемого изображения и от используемого алгоритма определения координат. На точность определения координат оказывают основное влияние следующие параметры проекции светового сигнала: мощность сигнала, функция распределения энергии сигнала, размер проекции изображения, время накопления сигнала, положение источника света относительно приемной структуры и интенсивность помех.

Методы определения координат ТИС разделяются на 2 класса – требующие априорной информации об анализируемых сигналах и шумах и не требующие никакой информации о сигнале. К методам, не требующим знания предварительной информации о сигнале, относится метод «центр тяжести» (или центроиды), а также методы, использующие преобразование Фурье или другие ортогональные преобразования.

АЛГОРИТМИЧЕСКИЙ МЕТОД КОРРЕКЦИИ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Неусыпин К.А.

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

Исследована инерциальная навигационная система (ИНС), установленная на борту возвращающегося в атмосферу космического летательного аппарата (КЛА), состоящая из гиростабилизированной платформы (ГСП) и установленных на ней акселерометров. ИНС имеет погрешности, обусловленные возмущающими факторами различной природы.

При функционировании ИНС в режиме коррекции от внешних измерительных систем обычно используется компенсация ее погрешностей с помощью алгоритмов оценивания. В автономном режиме работы ИНС применяется прогнозирование и последующая компенса-

ция погрешностей в выходном сигнале системы (если автономному режиму работы ИНС предшествовал режим коррекции от внешних измерителей) или методы формирования компенсационных сигналов, основанные на приближенном формировании угловых скоростей ГСП вокруг осей стабилизации как функции соответствующих углов прецессии. Аналогичным образом формируется вектор измерений для алгоритма оценивания при коррекции автономной ИНС. Точность сформированного вектора измерений зависит от погрешностей информации, снимаемой с датчиков углов прецессии, и от адекватности используемой модели погрешностей ГСП.

Повысить точность формирования вектора измерений в схеме коррекции автономной ИНС можно путем построения модели ГСП в процессе функционирования автономной ИНС.

В качестве алгоритмов построения модели объекта использована модификация алгоритма самоорганизации. Методологической основой применения самоорганизации является допущение о том, что вся информация о структуре и функциях системы содержится в таблице наблюдений моделируемой системы, а также в задаваемых критериях выбора модели. При самоорганизации моделей применяется некоторый генератор моделей-претендентов. Генератор задает структуры решений различной сложности. С помощью ансамбля критериев проводится отбор математических моделей. Происходит постепенное усложнение моделей с оценкой их посредством критериев, минимум которых определяет модель оптимальной сложности.

В алгоритме предложено использовать редуцированный набор базисных функций, который определяется из практических соображений на основе анализа характера изменения исследуемых параметров, полученных в процессе полунатурного эксперимента.

Результаты математического моделирования классического алгоритма самоорганизации и алгоритма с резервированием трендов подтвердили работоспособность и достаточно высокую точность при упрощении алгоритма за счет выбора адекватных базисных функций, использования более простых моделей-претендентов с предыдущих рядов селекции и сокращения объема вычислений.

Таким образом, предложен простой в реализации алгоритм коррекции ИНС КЛА.

ПРИНЦИПЫ ЦИФРОВОГО УПРАВЛЕНИЯ МЕХАТРОННЫМИ МОДУЛЯМИ

Попов Б.Н.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

popov@mokb-mars.ru

В системах стабилизации и ориентации космических аппаратов применяют комплексы управляющих двигателей-маховиков (КУДМ). Основой КУДМ является мехатронный модуль, который состоит из трех основных блоков – управляющего логического автомата (УЛА) или микроконтроллера, импульсного усилителя мощности (ИУМ) и электродвигателя (ЭД). Дополнительно в состав мехатронных модулей могут входить разнообразные датчики обратной связи (ОС) и интерфейс (рис. 1).

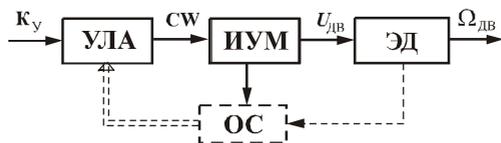


Рис. 1

В качестве электродвигателя наряду с двигателями других типов широко используются трехфазные вентильные электрические машины. Для их управления УЛА должен сформировать не только сигналы, управляющие реверсированием и скоростью вращения, но и совокупность сигналов, обеспечивающих вращение магнитного поля электрической машины.

Закон коммутации ключевых элементов (КЭ) ИУМ представляет собой множество состояний КЭ и множество переходов из со-

стояния в состоянии. На рис. 2 показана последовательность протекания токов в статорных обмотках вентильного ЭД, соединенных в «звезду», при π -коммутации.

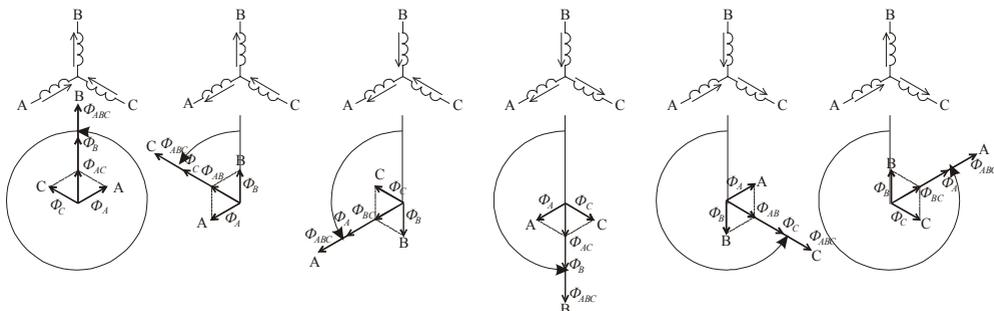


Рис. 2

Анализ диаграмм (слева направо) показывает, что приведенная последовательность обеспечивает циклическое вращение магнитного поля ЭД. Переход из шестого, крайне правого состояния в первое, крайне левое завершает полный цикл. Таким образом, первый принцип определяет, что последовательность управляющих слов [Л], поступающая на ключевые элементы ИУМ, должна соответствовать циклическому коду.

Как следует из рис. 2, вектор магнитного поля перемещается в пространстве скачкообразно с постоянным шагом, равным $\pi/3$. Имея приведенную на рис. 2 последовательность обеспечивает равномерность вращения, которая, в свою очередь, определяется циклическостью втекания и вытекания токов в среднюю точку. Это – второй принцип.

И, наконец, при переходе из каждого состояния в последующее изменяется направление тока только в одной обмотке (рис. 2). Это, как правило, реализуется специальным устройством – датчиком положения ротора, формирующим помехозащищенный код. И это – третий принцип.

При соблюдении перечисленных принципов можно реализовать управления для $2\pi/3$ -коммутации, при управлении трехфазным ЭД с соединением обмоток в «треугольник», а также при управлении двухфазными вентильными ЭД.

Литература:

Попов Б.Н. Цифровые устройства систем приводов летательных аппаратов. – М., МАИ-ПРИНТ, 2008.

БЛОК ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДЛЯ РЕЗЕРВИРОВАННОГО ИНЕРЦИАЛЬНОГО ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО БЛОКА БИИ-КМ

Федоров А.Е., Рекунов Д.А.

*г. Раменское, Московская обл.,
ОАО «Раменский приборостроительный завод»
asup@rpz.ru*

Резервированный инерциальный измерительный блок БИИ-КМ предназначен для использования в составе бортовой системы управления разгонного блока типа «Бриз-2М» и конструктивно состоит из двух автономных субблоков – блока чувствительных элементов (БЧЭ) и вычислительного ядра (ВЯ). БЧЭ БИИ-КМ разработан ОАО «РПЗ» в соответствии с техническим заданием МОКБ «Марс». В состав БЧЭ БИИ-КМ входит следующий набор инерциальных датчиков:

- два трехкомпонентных лазерных гироскопа (ТЛГ) моноблочной конструкции;
- шесть маятников акселерометров.

Также в состав БЧЭ входит набор сервисной электроники, обеспечивающей функционирование датчиков и выдачу данных по резервированным последовательным каналам. В составе пакета данных передаются:

- приращения углов поворота за такт выдачи;
- приращения кажущихся линейных скоростей за такт выдачи;
- данные встроенного контроля состояния датчиков и трактов преобразования.

Кинематическая схема БЧЭ обеспечивает невырожденность трехгранника, образуемого осями чувствительности любых трех датчиков. При этом по осям чувствительности гироскопов в силу моноблочной конструкции ТЛГ имеются две триады с взаимной ортого-

нальностью осей чувствительности, развернутые одна относительно другой на 60° вокруг общей главной диагонали. По осям чувствительности акселерометров все трехгранники неортогональны, но при этом имеют равные углы между образующими их осями.

В докладе также представлены результаты опробования разработанной методики калибровки БЧЭ на базе трехкомпонентного лазерного гироскопа (ТЛГ) с различными кинематическими схемами блока акселерометров (БА). При опробовании методики на макетных образцах БЧЭ использовался наклонно-поворотный стол (НПС) типа СУ-50, предполагающийся к использованию для калибровок и проверок БЧЭ БИИ-КМ. Таким образом, особенности методики обусловлены как кинематической схемой БЧЭ – существенной неколлинеарностью осей чувствительности датчиков и строительных осей блока, так и конструкцией стола, имеющего ограничение по углу наклона 90° . На макетных образцах получены следующие результаты.

По измерительным каналам ТЛГ: невоспроизводимость постоянной составляющей смещения нуля – не более $0,01$ град/ч, невоспроизводимость масштабных коэффициентов – не более 10 ppm, невоспроизводимость углового положения осей чувствительности – не более $5''$.

По измерительным каналам акселерометров: невоспроизводимость смещения нуля – не более $5 \cdot 10^{-5}$ g, невоспроизводимость масштабных коэффициентов – не более 50 ppm, невоспроизводимость углового положения осей чувствительности – не более $2''$.

Также проводилось сравнение смещений нулей и масштабных коэффициентов акселерометров, полученных как при установке осей чувствительности взаимно ортогонально и коллинеарно строительным осям БЧЭ, так и при кинематической схеме соответствующей конструкции блока акселерометров БЧЭ БИИ-КМ. Показано, что при использовании разработанной методики калибровки воспроизводимость величины смещения нуля и масштабного коэффициента акселерометра не ухудшается для кинематической схемы резервированного блока по сравнению с традиционной.

Секция 4

ЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

БОРТОВОЙ ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬ – ИТОГИ 10-ЛЕТНЕГО ОПЫТА СОЗДАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ

**Астрецов В.А., Добрынин Д.А., Дорский Р.Ю., Калугина И.Ю.,
Каравай М.Ф., Кособоков В.Н., Синельников В.В., Смирнов В.В.**

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

В середине 2000 года в результате первого удачного запуска разгонного блока (РБ) «Бриз-М» ФГУП МОКБ «Марс» позиционировало себя как предприятие, способное самостоятельно создать отказоустойчивый вычислитель, являющийся, по неписаному правилу, основой любой системы управления. Фирма, владеющая возможностью спроектировать, изготовить, собрать и заставить функционировать такой вычислитель, способна самостоятельно создать систему управления практически любой сложности.

Более чем десятилетняя история МОКБ «Марс» по созданию отказоустойчивых бортовых вычислителей ведет свою историю от «Марс 3» – трехгранного отказоустойчивого вычислителя, используемого в модификации «Марс 3М» до сего дня в бортовой системе управления (БСУ) РБ «Бриз-М», до четырехгранного вычислителя «Марс 8» (блок вычислительных устройств (БВУ-К)), предназначенного для использования в СУ космического аппарата «Казсат-2».

Мировая практика создания подобного рода вычислителей имеет опыт длиной в два-три десятилетия. В докладе показано, что МОКБ «Марс» начинал не на пустом месте и не с нуля. К середине девяностых годов к моменту, когда МОКБ «Марс» начало создавать свой первый бортовой вычислитель, и в России и за рубежом уже были созданы и опробованы отказоустойчивые бортовые вычислители.

Проанализировав состояние дел в этой сфере и приняв во внимание массу дополнительных вопросов, начиная с элементной базы и заканчивая отведенными сроками на разработку, в основу первого вычислителя «Марс 3» была положена классическая мажоритарная схема. Время и полученные результаты показали, что выбор был сделан правильно. Отмечается, что в последующем вплоть до настоящего времени использование мажоритарной схемы отказоустойчивого вычислителя полностью оправдало себя и, фактически, «Марс 3М» стал визитной карточкой МОКБ «Марс».

Тем не менее, новые задачи, поставленные перед коллективом, потребовали опираясь на опыт, приобретенный при создании «Марс 3», создания нового вычислителя. Основной из этих новых задач явилась задача обеспечения функционирования вычислителя при сроке активного существования космического аппарата сначала 5 лет («КА «Монитор-Э») с доведением до 10-12 лет (КА «Казсат», «Казсат 2»), в условиях постоянно действующих внешних воздействующих факторов космического пространства, самыми «грозными» из которых явились ионизирующее излучение и электростатический разряд. В докладе показано, как эти новые требования и обстоятельства повлияли на выбор архитектуры нового вычислителя «Марс 4», выбор его элементной базы, ужесточения тестовых проверок и испытаний и почему за очевидным успехом «Марс 3М» не последовал такой же успех «Марс 4».

Очень важным и трудным вопросом при создании отказоустойчивых бортовых вычислителей серии «Марс X» явился выбор элементной базы. Не секрет, что состояние отечественной элементной базы по сравнению с импортной в середине 90-х годов было удручающим и по номенклатуре, и по качеству. Было ясно, что конкурентно способный вычислитель можно было создать только на импортной элементной базе. Процессор, микросхемы памяти (оперативной и долговременной), программируемые интегральные схемы (ПЛИС), на которых проектировались контроллеры памяти и специализированные устройства – все это было импортным. Отечественными были только резисторы, конденсаторы, полупроводниковые диоды, транзисторы и т.д.

В настоящее время ситуация значительно улучшилась. Улучшилась настолько, что можно поставить и поставлен вопрос о замене импортной элементной базы на отечественную. Преимущества такой

замены очевидны и основная из них – наличие полноценной документации вместо пресловутых «datasheets», которые сопровождают импортные электрорадиоизделия (ЭРИ). Другим, не менее важным преимуществом является устранение полной неопределенности о специфике импортных ЭРИ, которые не прописаны ни в одном «datasheets».

Вопрос решения, положенного в основу конструкции вычислителя также заслуживает особого внимания, поскольку борьба за лишние граммы и снижение веса аппаратуры космических аппаратов идет очень жесткая. Традиционный подход к конструированию вычислителя (герметичная конструкция, кроссплата с разъемами для установки устройств, отдельно вынесенный трехканальный источник) привел к созданию вычислителя с габаритно-массовыми размерами, удовлетворяющими требованиям ТЗ, но не удовлетворяющими надежды и амбиции разработчиков. Последовавший переход, тяжелый, затяжной, неизбежный, на «пакетную» конструкцию улучшил габаритно-массовые характеристики в 2-3 раза, позволив создать вычислитель, отмеченный дипломами 6-го Московского международного салона инноваций и инвестиций (2006 г.) и Международного конкурса «Национальная безопасность» (2007 г.).

Особого места заслуживает вопрос создания программно-математического обеспечения (ПМО) вычислителя, его операционной системы, превращающей «грудку металлолома» в вычислитель, а также разработка многоканального (12-канального) программно-аппаратного отладочного комплекса DBG-6. Наличие такого программно-аппаратного инструмента позволило существенно облегчить отладку ПМО многоканального вычислителя, обеспечивая точки останова, пошаговый режим, функции стирания и записи содержимого памяти программ и др.

Более чем десятилетний опыт создания и эксплуатации бортовых отказоустойчивых вычислителей внес огромный вклад в копилку творческого потенциала коллектива МОКБ «Марс», обогатил его новыми знаниями, придав твердой уверенности в том, что существующий на сегодня перечень созданных коллективом бортовых отказоустойчивых вычислителей будет пополняться новыми разработками для новых перспективных систем управления.

ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ ЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Балюк Н.В., Кечиев Л.Н.

*г. Москва, МИЭМ
kln1940@gmail.com*

Электронное оборудование систем управления беспилотными летательными аппаратами (БЛА) из-за специфики их применения и массогабаритных ограничений требует широкого применения микроэлектронных систем на основе цифровой обработки информации. Это позволяет, с одной стороны, снизить энергопотребление систем, уменьшить уровни полезных сигналов, повысить быстродействие при обработке и передаче информации, а с другой стороны – такие системы обладают относительно низкой помехозащищенностью. Этот фактор становится все более актуальным, поскольку наличие широкого спектра электронных средств усложняет электромагнитную обстановку, в которой приходится функционировать БЛА, увеличивает вероятность преднамеренных и непреднамеренных деструктивных воздействий на среду передачи и обработки информации, что может привести к нарушениям функциональной безопасности электронного оборудования БЛА. Многонациональные военные операции, быстрое увеличение систем электромагнитного оружия, расширенное использование радиочастотного ресурса во всем мире привели к рабочей электромагнитной обстановке, с которой разработчики БЛА для военных приложений ранее не сталкивались.

В работе рассматривается проблема функциональной безопасности, определяемой электромагнитной совместимостью (ЭМС), – нового, быстро развивающегося раздела ЭМС. Показана ее комплексность, приводится расширенная классификация и характеристика электромагнитных эффектов, формирующих электромагнитную среду. Отмечаются опасности, вызванные неадекватно функционирующими системами и оборудованием в оперативной электромагнитной среде.

Электромагнитные эффекты окружающей среды определяют

их воздействие на функциональную возможность электронного оборудования БЛА. Эти явления охватывают все электромагнитные факторы, включая: ЭМС, электромагнитные помехи (электромагнитные шумы), электромагнитную уязвимость, электромагнитный импульс, электростатический разряд (ЭСР), молнии, накопление статического электричества. Рассматриваются результаты воздействия и опасности электромагнитного излучения для персонала (HERP), вооружения (HERO), летучих материалов типа топлива (HERF).

Обосновывается необходимость развития более совершенных методов теории и практики создания электронного оборудования БЛА, которые обеспечат целостность функциональной безопасности на всем жизненном цикле аппаратов при наличии электромагнитных эффектов.

Рассматриваются требования работоспособности и безопасности технических средств, формулируются требования к методам и средствам испытаний и измерений, экспериментально-исследовательской базе, а также выдвигаются требования к компетентности персонала, связанного с оборудованием и системами в течение всего жизненного цикла.

АВТОНОМНЫЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ НА БАЗЕ НЕЙРОСЕМАНТИЧЕСКОГО ПОДХОДА

Бодякин В.И.

*г. Москва, ИПУ РАН
body@ipu.ru*

К проблемам разработки информационно-управляющих систем для космической отрасли можно отнести большие объемы слабоструктурированной информации, требующей системно-управляющего согласования, и все это в условиях дефицита времени и открытости предметной области. В качестве возможного решения данной проблемы видится автоматизация обработки слабоструктурированных ин-

формационных потоков и интеллектуализация их системно-управляющего согласования.

В работе рассматривается построение интеллектуальных систем управления на базе нейросемантических структур. В качестве примера анализируется эволюционно усложняющаяся модель адаптивного нейросемантического регулятора с № 1 по № 3 для управления априорно неизвестным объектом.

На нейросемантическом регуляторе № 1 демонстрируется модель универсальной адаптируемости живых организмов за счет перебора всего пространства параметров состояний «объект-регулятор». На регуляторе № 2 показывается сокращение перебора за счет дополнительного включения пространства отношений между отдельными значениями параметров пространства состояний. На регуляторе № 3 демонстрируется возможность самоформирования отношений (т.е. «свойство разумности»), которые в регуляторе № 2 задавались извне.

Возможная область приложения нейросемантических регуляторов – адаптивное управление объектами с априорно неизвестными характеристиками поведения. В частности, стабилизация динамического тела системы геосинхронных низкоорбитальных космических аппаратов (СГНКА), а также компенсация атмосферных возмущений на трос «космического лифта» и др. функции управления в проекте СГНКА. Имеется программная реализация нейросемантического регулятора на ЭВМ РС.

КОНТРОЛЛЕР ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ДИАГНОСТИЧЕСКОЙ КЭШ-ПАМЯТЬЮ В ОЗУ С ВЫСОКОЙ СТЕПЕНЬЮ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОСТИ

Гагарин Ю.А., Каравай М.Ф.

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

В работе рассматривается контроллер для управления диагностической кэш-памятью, предназначенный для повышения надежности хранения данных в ОЗУ, и принцип его работы.

Решение проблем надежности хранения данных в электронных запоминающих устройствах является одним из основных этапов при разработке вычислительных систем, работающих в жестких окружающих условиях. Для решения этих проблем используются различные методы от многократного резервирования элементов памяти до введения различных корректировочных кодов. Широко распространено применение контроллера кода Хэмминга для повышения надежности хранения данных в современных ОЗУ. В настоящей работе предлагается значительное усиление отказоустойчивых свойств ОЗУ по отношению к устойчивым отказам. Для этого вводится диагностическая кэш-память небольшого объема (порядка 1 Кб) и новый контроллер для управления диагностической кэш-памятью. Новый контроллер использует результаты работы контроллера кода Хэмминга и является одним из ключевых элементов построения ОЗУ с высокой степенью отказоустойчивости.

Новый контроллер способен обнаруживать и исправлять одиночные, двойные и тройные отказы и сбои, а также их комбинации. Принцип работы контроллера показан на рисунке 1.

По заданному адресу из ячейки памяти происходит считывание данных. Данные поступают в (стандартный) контроллер кода Хэмминга, а сам адрес ячейки памяти записывается в регистр адреса памяти. В контроллере происходит анализ: содержат ли данные ошибочные значения или нет. Также в контроллере происходит анализ адреса данных на тот факт, что обращение происходит к истинным данным или ранее откорректированным. Если данные не содержат ошибок и они не были ранее откорректированы, то они перезаписываются в регистр данных памяти, выдаются абоненту и считывается следующее слово.

Если контроллером обнаружено, что обращение к памяти происходит по адресу ранее откорректированных данных, то они будут считываться из диагностической кэш-памяти по адресу индекса этого же адреса.

Если данные содержат ошибки (сбои, отказы или их комбинации), то данные из памяти записываются в регистр-инвертор 1, где производится их инверсия. Далее проинвертированные данные по то-

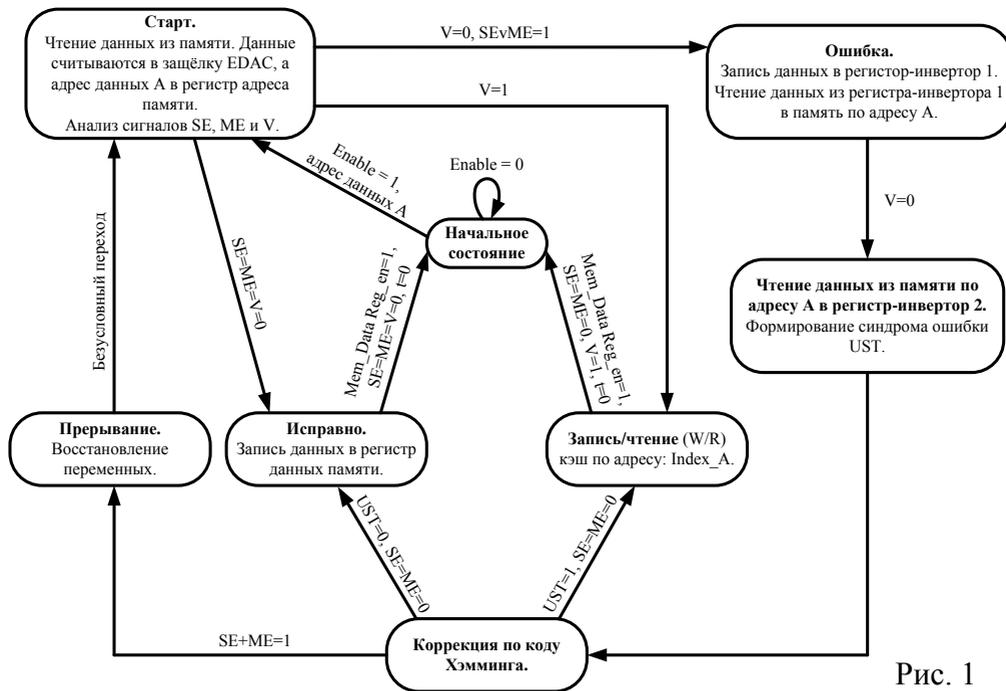


Рис. 1

му же адресу, по которому они были считаны, снова записываются в память. Затем по этому же адресу данные из памяти считываются в регистр-инвертор 2. Формируется синдром ошибки путем сравнения двух проинвертированных значений регистров-инверторов 1 и 2. Коррекция ошибочных данных происходит путем сложения по модулю двух синдромов ошибки и неинвертированного значения регистра-инвертора 1.

Если откорректированные данные имеют синдром ошибки равный единице, то данные записываются в диагностическую кэш-память по 10-разрядному индексу адреса и далее из нее выдаются абоненту. При невозможной ошибке контроллер формирует обращение к операционной системе для отключения неисправного канала, если речь идет о многократно резервированной вычислительной системе.

«ИДЕАЛЬНАЯ» СИСТЕМНАЯ СЕТЬ ДЛЯ БОРТОВОГО ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА

Каравай М.Ф.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

Аннотация. Предложена новая архитектура системной сети на базе комбинаторной конструкции квазиполного графа.

В четырехгранном комплексе каждая грань выходит на два дублированных манчестерских канала (ГОСТ Р 52070 – 2003) внутренней и внешней шин. В состав грани входят процессор ввода-вывода (ПВВ), центральный процессор (ЦП), каждый со своими ПЛИС окружения и ОЗУ и РПЗУ, двухпортовое ОЗУ и 2 интерфейсных модуля выхода на каналы. В настоящее время грань рассматривается в качестве неделимого (атомарного) модуля. При отказе любой составляющей вся грань выводится из конфигурации, что предопределяет низкую эффективность использования исправных ресурсов вычислительной системы.

В логическом смысле «идеальной» системной сетью является сеть, моделируемая *полным* графом. Такая сеть могла бы соединять между собой ресурсы всех граней системы по принципу «точка-точка» с независимым управлением соединений между исправными ресурсами. Подобные идеи неоднократно возникали ранее при проектировании многокомпонентных систем, но сложности полного графа соединений не позволяли довести эту идею до реализации.

Важнейшие характеристики коммутационной сети: *производительность, отказоустойчивость, расширяемость, реконфигурируемость, контролепригодность, простота внесения избыточности, отсутствие противоречий маршрутизации и дедлоков* – взаимозависимы и взаимно противоречивы со *стоимостью*, также важнейшей определяющей характеристикой. Топологии сетей и протоколам работы в них посвящено огромное число публикаций. Все они сводятся либо к шинным архитектурам, либо к *полному* графу, либо к промежуточным между ними топологиям. Но все промежуточные решения далеки от приближения к свойствам полного графа. Более того, всем им

неизбежно присущи сетевые конфликты и тупики, что требует разработки специфичной сетевой операционной системы. Эти осложнения, вызванные не информационными потоками прикладных задач, а неудачным проектированием, недопустимы для системных и локальных сетей, выполняющих управляющие функции в реальном времени.

В настоящее время за сетями связи многопроцессорных вычислительных систем (МВС) утвердился термин «системные сети» (*System Area Network – SAN*). Идеальной *SAN* часто считается та, которая обеспечивает прямые канальные соединения (без промежуточной буферизации данных) для любой пары абонентов сети при параллельной передаче пакетов данных от всех абонентов.

Перечисленные выше «желательные» характеристики коммутационной среды оказались «необходимыми». Естественно стремление найти идеальную структуру сети, подходящую как для информационного обмена внутри кристаллов, так и для локальных системных сетей вне кристаллов. Необходимость этого поиска вызвана не только повышением производительности вновь разрабатываемых компьютерных систем, но и упрощением решения многих задач контролепригодного проектирования, в частности улучшения управляемости и наблюдаемости системы, тестирования и диагностирования отказов, введения резервирования по связям и абонентам и, в конечном счете – отказоустойчивости. Известно, что реконфигурируемость системы и ее отказоустойчивость оказываются напрямую связаны с сетевой структурой. До сих пор ближайшими претендентами на звание идеальной сети были (мульти) кольца, гиперкубы, 2D- и 3D-решетки, перестраиваемые сети Клоза. В некотором смысле промежуточное положение занимает архитектура сети *Space-wire*. Но такие недостатки этих сетей, как сложность бесконфликтной маршрутизации и наличие тупиков, ставят под сомнение их способность считаться идеальными коммутационными структурами. Масштабирование этих сетей не сохраняет важных сетевых инвариантов (алгоритмов маршрутизации и задержек передачи) и симметричность доступа абонентов к ресурсам сети. Возникает вопрос: можно ли спроектировать сетевую топологию, обладающую лучшими свойствами из ранее применявшихся топологий? Возможно ли найти подходящую базовую

математическую конструкцию, которая, как это видно из изложенного выше, была бы по положительным свойствам близка к полному графу, но значительно проще и дешевле? При положительном ответе открылась бы возможность исследования проблемы, имеющей прямое отношение к отказоустойчивости *сетевых и кластерных систем*, в том числе неоднородных. В рамках поиска структурных инвариантов сложных систем задача звучит как «сохранение связности логических абонентов кластера или сети при возможных отказах».

Малоизвестная в инженерно-технических кругах математическая комбинаторная конструкция *симметричных уравновешенных блок-схем* (block-designs) содержит большие возможности для проектирования отказоустойчивых неоднородных кластеров и локальных сетей для сбора информации и управления. При надлежащей интерпретации блок-схемы можно рассматривать как квазиполный граф, вершины которого соединены не по принципу «точка-точка», а через достаточно простой переключатель, практически не вносящий дополнительной задержки при прохождении сигналов. При этом число каналов связи и портов n -узловой (n -абонентной) сети уменьшается в \sqrt{n} раз по сравнению с полнодоступным графом. Это совершенно новая уникальная возможность, которую следует исследовать для реализации в ПЛИС. Она может открыть возможности такого создания рабочей конфигурации, в которой исправные компоненты могут браться из различных граней машины. Сети этой структуры лучше всех остальных отвечают свойствам «идеальной» сети.

МЕТОДЫ УНИФИКАЦИИ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

Кузьмин С.А.

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

Бортовой вычислитель – центральная часть системы управления любого космического аппарата. В связи с возросшим количеством заказов и их разной направленностью необходимы создание и внедрение

ние методов быстрой разработки программного обеспечения (ПО). Унификация программного обеспечения решает основной вопрос – вопрос выделения общих элементов в структуре системы управления и обеспечения их дальнейшей преемственности.

Особенностью разработки системного ПО являются жесткие ограничения к использованию вычислительных ресурсов. Основными критериями являются время выполнения, малый объем требуемой памяти, оптимальность алгоритмов, использование существующего минимума системных ресурсов.

Применение различных моделей процессоров и изменение архитектуры вычислителя существенно снижает возможности ПО по переносимости и увеличивает время, необходимое на разработку и отладку.

Недостатки аппаратной реализации, выявляемые на стадии наземной отладки, должны быть скомпенсированы разработанным ПО. Поэтому необходимо решить задачу определения отказов, которые можно парировать программным образом. Использование многогранной (резервированной) архитектуры вычислителя решает часть проблем одногранного вычислителя, но если рассматривать работу вычислителя как одного целого, то возникает задача парирования отказов при межгранном взаимодействии.

Исходя из указанных недостатков и для упрощения решения задачи разработки ПО, необходимо его унифицировать. Можно выделить три основных метода по унификации ПО:

1. Анализ структуры СУ. Проводится для упрощения дальнейших циклов разработки.
2. Разработка базы знаний. Этот пункт является практическим применением первого и затрагивает, в основном, программную часть СУ и программную реализацию метода быстрой разработки.
3. Разработка системы контроля и документирования. Система контроля должна обеспечивать формирование тестов для проверки правильности алгоритма или уже реализованной программы.

При разработке ПО СУ для КА «KazSat-2» применялись элементы первого метода унификации. Была проведена декомпозиция программного модуля начального включения вычислителя, формализованы основные задачи и разработан механизм парирования аппарат-

ных отказов. Использование этого метода позволило разработать программный модуль, единый для нескольких вычислителей.

Использование всего комплекса методов унификации ПО позволит в дальнейшем сократить временные затраты на разработку ПО СУ для будущих КА.

ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИЙ РАЗРЯД НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Лукьянов Ф.А.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

Физическая природа электризации космических аппаратов и образования электростатических разрядов (ЭСР). ЭСР возникают на борту КА вследствие их электрического заряжения. Основными причинами заряжения КА являются прохождение ими через области космической плазмы, насыщенной частицами (электронами и протонами) с высокими энергиями, и ультрафиолетовое солнечное излучение. Поверхности КА покрыты диэлектрическими материалами, поэтому потенциалы поверхностей КА подвергаются электростатическому заряжению.

Распространение и проникновение электромагнитных помех (ЭМП) от электростатических разрядов в конструкции космических аппаратов. ЭСР являются источниками электромагнитных помех, они создают излучаемые и кондуктивные ЭМП. Излучаемые ЭМП представляют собой импульсное электрическое, магнитное и электромагнитное поля от ЭСР. Кондуктивные ЭМП (импульсные токи и напряжения) могут быть прямыми и косвенными. ЭМП проникают во внутреннее пространство КА следующими путями: излучаемая ЭМП через корпус (экран) КА, через элементы конструкции (корпуса приборов, кабелей); через прозрачные для ЭМП участки поверхности корпуса КА, отверстия, щели; по проводникам и кабелям, соединяющим наружные и внутренние бортовые приборы и устройства.

Воздействие ЭСР на полупроводниковые приборы и интегральные микросхемы устройств бортовых систем. ЭСР являются одной из основных причин отказов изделий микроэлектронной техники. Их опасность в том, что, помимо немедленных отказов, могут возникать скрытые отказы, проявляющиеся в течение времени эксплуатации и приводящие к ухудшению качества функционирования.

Способы защиты от электростатических разрядов на борту КА. Защита бортовых систем КА от ЭСР заключается в экранировании элементов и устройств от излучаемых ЭМП, создаваемых ЭСР, и подавлением наведенных в электрических цепях кондуктивных помех в виде импульсных токов и напряжений.

Полностью предотвратить проникновение излучаемых ЭМП через поверхности корпуса КА и его бортовых систем не удастся, для их подавления применяют электрические фильтры.

РАСЧЕТ ЦЕПЕЙ ЗАЩИТЫ ЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ ОТ ИМПУЛЬСНЫХ ПЕРЕНАПРЯЖЕНИЙ

Мартьянов С.Г.

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

В процессе разработки любого электронного оборудования разработчик сталкивается с необходимостью его защиты от внешних воздействий, и в частности от перегрузок по напряжению. Данная работа направлена на помощь разработчикам в построении схем защиты своей аппаратуры от перенапряжений.

Перенапряжения возникают вследствие грозового разряда, воздействия электростатического заряда, коммутации больших мощностей (например, включении электродвигателя), неисправности оборудования. Это может исказить передаваемые данные или повредить саму аппаратуру.

При построении защиты разработчик сталкивается с рядом проблем, например с оценкой влияния элементов защиты на прохож-

дение полезного сигнала, как при отсутствии скачка напряжения, так и при срабатывании защиты. Насколько эффективна для данной аппаратуры при данных условиях применяемая схема защиты.

В данной работе разрабатываются методики по расчету цепей защиты. Создается стенд для испытаний цепей защиты. Специально для стенда разработан высоковольтный делитель напряжения. Стенд позволит увеличить точность расчетных формул, определить реальные параметры элементов защиты и т.п.

При использовании многоуровневой защиты необходимо согласование уровней. В качестве согласующего элемента используются сопротивления, индуктивности, емкости или просто длинные участки кабеля. Каких-либо рекомендаций по выбору согласующего элемента на данный момент нет.

Одна из методик предусматривает расчет согласующего элемента.

Все компоненты второго уровня защиты имеют ограничение по максимальному импульсному току. Поэтому, вне зависимости от мощности элемента, необходимо обеспечить его защиту от перегрузки по току.

$$R_{sogl} = \frac{U_{raz}}{I_p * k},$$

где R_{sogl} – сопротивление согласующего элемента, U_{raz} – динамическое напряжение срабатывания разрядника, I_p – максимальный импульсный ток элемента второго уровня защиты, k – коэффициент нагрузки. Это минимально допустимое сопротивление согласующего элемента.

Расчет сопротивления по энергиям:

$$R_{sogl} = \frac{U_{raz} * \sqrt{E_{max} * N}}{I_{max} * \sqrt{E_p}},$$

где E_{max} и I_{max} – максимально возможные в данных условиях энергия и ток импульса перенапряжения, E_p – энергия, которую способен поглотить элемент второго уровня защиты, N – число возможных повторений импульса (импульсы с интервалом следования до 1 секунды).

На основе методик будет написана программа, позволяющая легко и быстро рассчитать цепь защиты.

СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ ВНУТРЕННЕЙ РАДИАЦИОННОЙ ЭЛЕКТРИЗАЦИИ

Марченко М.В.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

Разработка любых элементов и устройств систем управления (СУ), предназначенных для длительной орбитальной эксплуатации в присутствии высокоэнергетических электронов и протонов солнечных космических лучей (СКЛ), не может быть закончена без анализа правильности выбранных конструкционных, схемотехнических и программных решений.

Высокоэнергетические частицы СКЛ после захвата магнитным полем Земли образуют радиационные пояса Земли (РПЗ). Космические аппараты (КА) на геостационарных и эллиптических орбитах подвергаются воздействию потоков этих частиц. Основными источниками возникновения проблемных областей в устройствах СУ являются диэлектрические материалы (печатные платы, корпуса ЭРИ, оболочки проводов, оптические элементы) и покрытия (лаки, конформные покрытия), примененные в них. В современных КА отказались от применения общего корпуса в герметичном исполнении с регулируемой атмосферой и уменьшили массу корпусов блоков СУ, что привело к увеличению вероятности накопления в диэлектрических материалах и покрытиях опасных величин электростатических зарядов и возникновения электростатических разрядов (ЭСР). Основную опасность представляют «солнечные бури», вызывающие увеличение в 20 – 25 раз потоков электронов в РПЗ с энергиями 1 – 5 МэВ и пропорциональному увеличению вероятности возникновения ЭСР внутри устройств СУ. Решение проблемы радиационной электризации особенно актуально в связи с началом нового 100-летнего цикла активности Солнца и возможным возникновением сверхмощных солнечных вспышек, которые не испытывали еще изделия космической техники.

Эффекты электризации можно разделить по отношению к блокам СУ на внутренние и внешние. ЭСР, произошедший внутри блока,

приведет к ухудшению работы ЭРИ (ухудшение параметров или скрытые дефекты в структуре компонентов, не приводящие к немедленному «выходу из строя», но делающие работу бортовой системы неустойчивой и провоцирующие эксплуатационные отказы в жестких условиях эксплуатации) вплоть до отказа. Внешние ЭСР, происходящие в БКС, воздействуют на электронику блоков через входные цепи в виде импульсных сигналов большой амплитуды.

Только комплексный подход, соблюдение определенных конструкционных (специальная диэлектрика, проведение подтверждающего контроля после производства), схемотехнических (классификация микросхем по чувствительности к ЭСР, фильтрация и экранирование как на уровне блоков, так и на уровне отдельных печатных плат и высокочувствительных групп элементов и т.д.), программных (разработка программных комплексов с ожиданием случайных ошибок как в областях данных, так и в областях команд) мер и подтверждающих испытаний предотвратит возникновение ЭСР внутри устройств СУ.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ИСПЫТАНИЙ БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Полосин И.В., Шимягин В.И.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

Бортовой комплекс управления (БКУ) малых космических аппаратов (КА) может рассматриваться как элемент большой технической системы, включающей в свой состав МКА с исполнительными органами, целевую аппаратуру, систему обеспечения теплового режима, систему телеизмерений, систему электроснабжения, аппаратуру ориентации солнечных батарей, полетное задание для работы БКУ и целевой аппаратуры и др. Поэтому испытания, отладка и отработка БКУ должны осуществляться с учетом внутренних и внешних параметрических и критериальных связей БКУ в этой системе. К внутренним относятся взаимосвязи между элементами БКУ, к внешним –

взаимосвязи БКУ и его элементов с основными тактико-техническими характеристиками и элементами КА (конструкцией КА, исполнительными органами, целевой аппаратурой и др.). Таким образом для оценки качества процесса испытания могут быть использованы все основные характеристики, принятые в общей теории систем [1]. Наиболее общей характеристикой сложных систем принято считать эффективность – степень соответствия сложной системы своему назначению.

Испытания можно рассматривать в виде своеобразной обратной связи, основным назначением которой является проверка соответствия БКУ предъявляемым к нему требованиям. Исходя из этого, в качестве технического критерия эффективности испытаний можно принять рассогласование между заданным и текущим значением эффективности: $Q = W_3 - W$.

Для учета затрат, необходимых для достижения требуемого значения эффективности, целесообразно использовать обобщенные критерии эффективности, где Q – выходной эффект, а S – затраты на достижение выходного эффекта, под которыми понимается как стоимость проведения комплексной программы испытаний S , так и среднее время, необходимое для проведения такой программы T .

Наряду с указанными показателями для оценки эффективности испытаний БКУ могут использоваться некоторые другие показатели, например устойчивость функционирования БКУ при сбоях оборудования, полнота тестирования и др., а также характеристики отдельных элементов средств испытания (например, несоответствие имитационного оборудования реальной аппаратуре). В случае использования дополнительных показателей для оценки эффективности испытаний БКУ задача их выбора становится многокритериальной. В общем случае не существует решения, оптимального одновременно по всем критериям, и для многокритериальной задачи необходимо привлекать дополнительную информацию. В частности, о степени важности критериев. Глобальный критерий может быть представлен в виде линейной комбинации частных критериев, т.е. $\Xi = \sum \alpha_i \cdot \Xi_i$. Коэффициенты α_i могут быть определены на основе информации о предпочтительности критериев.

В работе на основе анализа факторов, определяющих качество испытаний БКУ КА, рассмотрена задача комплексных исследований по разработке методики испытаний БКУ КА и приведено обоснование метода ее решения.

Список литературы:

1. *Летные испытания ракет и космических аппаратов. Е. И. Кринецкий, и др. - М. Машиностроение, 1979.*