

Госкорпорация «РОСКОСМОС»
Федеральное государственное унитарное предприятие
«Московское опытно-конструкторское бюро «Марс»

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

ТЕЗИСЫ ДОКЛАДОВ

IV Всероссийской научно-технической конференции
Москва, 31 октября – 2 ноября 2017 г.

Проводится при поддержке
АКАДЕМИИ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

2017

ББК 39.56
УДК 629.7.05(063)
С 40

С 40 Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами: Тезисы докладов научно-технической конференции. – М.: МОКБ «Марс», 2017. – 136 с.

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

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

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

Сборник состоит из шести разделов:

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

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

СОДЕРЖАНИЕ

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

Ашарина И.В., Гришин В.Ю., Лобанов А.В., Сиренко В.Г. Сетевое управление орбитальной группировкой автоматических космических аппаратов.....	9
Акимов Е.В., Виленский В.В. Применение управления с прогнозирующей моделью для повышения точности ориентации космического аппарата	11
Бочаров М.В., Рябогина И.А. Автоматизация работ по адаптации системы управления разгонного блока	13
Глумов В.М., Суханов В.М. Математические модели движения космического робота в задачах управления манипулятором	15
Гусев К.А., Рябогин Н.В., Соколов В.Н. Результаты использования алгоритмов бортового баллистического прогноза при эксплуатации космических аппаратов различного назначения	17
Динеев В.Г., Есаков В.А., Левин С.В. К вопросу построения фильтров СУ ЛА на основе использования эффекта резонанса.....	18
Добрынин Д.А., Дорохов М.В., Иодко Г.С. Технический опыт ФГУП МОКБ «Марс» по созданию бортовых комплексов управления космических аппаратов научного и гидрометеорологического назначения	20
Ермилов А.С. Угловая ориентация деформируемых космических аппаратов с активной компенсацией упругих колебаний	21
Каленова В.И., Морозов В.М. Управление гравитационно-стабилизированным спутником при помощи магнитных катушек.....	23
Косинский М.Ю., Решетников С.А. Обобщение опыта испытаний логики системы управления движением космического аппарата.....	25
Косинский М.Ю., Шатский М.А. Использование графических языков для описания протоколов информационного взаимодействия бортового комплекса управления космического аппарата	27
Кузенков А.Н., Наумов С.А., Скородумов А.И. Сравнительный анализ и современные возможности низкоорбитальных спутниковых систем подвижной связи	29
Куркин М.С. Разработка имитационной модели СУОС перспективного космического аппарата в составе КСг СККП для уточнения оценки ТТХ	31

Лазарев Д.В., Мухин А.В. Применение метода Ляпунова для адаптивной угловой стабилизации разгонного блока с учетом колебаний топлива в баках на активных участках движения 32

Нехороший Ю.И. Сведение задачи идентификации параметров математической модели нежесткого спутника к решению спектральной задачи для системы пучков матриц 34

Ромадин Ю.А., Соколов В.Н., Соколов С.В., Сыров А.С. Формирование структуры и выбор состава системы управления автоматическим многоразовым воздушно-космическим аппаратом 36

Самбаров Г.Е. Исследование возмущающих воздействий на движение высокоорбитальных космических объектов 37

Секция 2. Системы управления атмосферными беспилотными летательными аппаратами

Астраханцева О.А., Голодушкина П.Д., Колосов О.С. Динамика параллельной работы электромеханических приводов с упругими перекрестными связями через общую нагрузку 39

Бушуров А.С., Соловьев И.В. Алгоритм оценки ошибок навигационной системы беспилотного летательного аппарата по рельефу местности методом максимального правдоподобия 41

Гаврикова Н.М., Гаммал А.С. О навигации по аномальному магнитному полю Земли 43

Гаммал А.С., Прокопов Б.И. Цифровая реализация ПД-регулятора для угловой стабилизации по крену летательного аппарата с оценкой и компенсацией внешнего возмущения 45

Живихин К.А., Киречко М.В., Чистяков В.Ю. Создание системы информационного обеспечения безопасного использования малых беспилотных авиационных средств 46

Зиновьев П.Д., Измайлов-Перкин А.В., Кветкин Г.А., Связов А.В. Система автоматической посадки беспилотных летательных аппаратов 48

Орлов Ю.И., Семашкин В.Е. Алгоритм построения траектории движения бездвигательного летательного аппарата, обеспечивающий наибольшую скорость движения в конечной точке 49

Пучков А.М., Соловьев А.С., Сыров А.С. Смешанное управление в боковом канале беспилотного летательного аппарата 51

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

Аверченков А.С., Вишталъ С.Н. Модернизация комплекса управляющих двигателей-маховиков	53
Азаров С.И., Виноградов Н.Н., Голозин А.А. Модернизированный программный комплекс по определению точностных параметров комплекса командных приборов	55
Ахмедова Е.Р. Разработка математической модели и макетного образца твердотельного волнового гироскопа	57
Бородин Д.В., Васильев В.В., Осипов Ю.В. Отечественные КМОП фотоприемники формата 1,3 мегапикселей и более с ячейкой размером от 15 до 5,5 мкм	58
Воробьев В.В., Горячев О.В., Ефромеев А.Г., Морозов О.О. Одноступенной лабораторный стенд для исследования характеристик инерциальных чувствительных элементов	59
Гаврилкин В.К., Горячев О.В. Программный и стендовый методы моделирования нагрузки для привода наведения пусковой установки летательного аппарата в условиях изменяющейся температуры окружающей среды	60
Горячев О.В., Ефромеев А.Г., Морозов О.О. Разработка унифицированного цифрового электрического привода на базе бесконтактного моментного двигателя	61
Горячев О.В., Степочкин А.О. Разработка нелинейной математической модели системы привода на основе гибридного шагового электрического двигателя	62
Горячев О.В., Шигин И.А. Система управления пуском электрогидравлического привода в условиях автономной системы электропитания подвижного объекта с элементами искусственного интеллекта	64
Дишель В.Д., Межирицкий Е.Л., Сапожников А.И., Соколова Н.В. Концепция и разработка унифицированных отказоустойчивых бесплатформенных инерциально-астропутниковых систем управления средствами выведения на основе технологии интервально-динамического оценивания и идентификации	65
Дризе А.Д., Конов К.И. Моделирование распространения электромагнитной волны в неоднородной плазменной среде	67

- Клычников В.В., Неусыпин К.А., Пролетарский А.В., Селезнева М.С.** Формирование алгоритмического обеспечения измерительного комплекса малых космических летательных аппаратов..... 69
- Клычников В.В., Пролетарский А.В., Селезнева М.С.** Алгоритмические методы коррекции автономных навигационных систем 71
- Козырь А.В., Феофилов С.В.** Проектирование цифровой системы управления автоколебательным рулевым приводом летательного аппарата..... 73
- Неусыпин К.А., Нгуен Д.Т., Селезнева М.С.** Коррекция навигационной информации с использованием спутниковой радионавигационной системы в условиях аномальных измерений..... 75
- Растворов А.Ю., Сутурин А.С., Шаповалов А.Б.** Метод векторного согласования при многоэтапной выставке бортовой БИНС беспилотного летательного аппарата наземного базирования..... 77
- Соломатин И.И.** Современное состояние и перспективы развития корреляционных систем навигации по геофизическим полям..... 78
- Степанов В.С.** Результаты испытаний перспективного блока рулевых электроприводов управляемой ракеты..... 80

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

- Апасов Д.В.** Автоматизация процесса адаптации имитационного программного обеспечения разгонного блока «Бриз-М» к запускам различных космических аппаратов 83
- Ашарина И.В., Лобанов А.В.** Построение алгоритмов системного согласования в многокомплексных сбое- и отказоустойчивых вычислительных системах 84
- Белов Е.Ю., Косинский М.Ю., Шатский М.А.** Автоматизация анализа использования вычислительных ресурсов бортовых систем управления космических аппаратов 87
- Бурков А.Ю., Насыров М.Б.** Технологии ANSYS SCADE&Simplelog для моделирования и разработки сложных космических систем..... 89
- Жегов Н.А., Марченко М.В.** Трансформаторный импульсный преобразователь для авиакосмической силовой электроники 91

Горбачев М.В., Кольцов С.Ю., Коренькова Е.А., Ляпина К.А., Щерблюк А.Г. Исследования на устойчивость радиоэлектронных средств из состава бортового оборудования беспилотных летательных аппаратов к воздействию электромагнитных полей и токов источников естественного и искусственного происхождения	93
Косинский М.Ю., Шатский М.А. Обобщение опыта разработки бортового программного обеспечения системы управления движением космического аппарата	95
Кошелев Б.В., Кислинский В.Н., Шуваев И.Н. Разработка методики проведения настройки чувствительного элемента гироскопа – ГУП с использованием прецизионного стенда угловых вибраций Acutronic AVT-105	97
Кузьмин С.А. Об особенностях идентификации конфигурации в процессе жизненного цикла бортовой операционной системы	99
Саурский И.В. Об измеряемых свойствах встроенного программного обеспечения беспилотных летательных аппаратов.....	102
Селиванов Ю.И., Фомин К.А. Использование современных микроконтроллеров в оборудовании наземных испытаний системы управления беспилотных летательных аппаратов.....	103
Селиванов Ю.И., Фомин К.А. Сравнительный анализ микропроцессоров для бортовых комплексов управления космических аппаратов	105
Синицын С.В. Подход к выбору конфигурации при идентификации объектов программной документации	107
Тюгашев А.А. Подходы к верификации свойств управляющих алгоритмов космических аппаратов	109
Форматоров С.О., Шатский М.А., Щелькалин М.Ю. Интеграция системы контроля внешней переписки предприятия в информационную систему поддержки разработки бортового программного обеспечения космических аппаратов.....	111

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

Воронкович В.З., Юрьева А.В. Вопросы проведения анализа видов, последствий и критичности отказов бортовых комплексов управления космических аппаратов.....	113
---	-----

Жадов А.Д. Анализ нарушения целостности в нанопроводящем диэлектрике микрополосковой линии	114
Квасильчук С.А., Курапов П.А. Расчет параметров трения в узлах точной механики и при оценке качества обработки поверхности деталей сопряжений	116
Реутов В.Г., Синельников В.В., Шеломанов Д.А. Оценка характеристик изделий по результатам испытаний и эксплуатации их образцов	118
Саурский И.В. Особенности разработки программного обеспечения для проверки аппаратуры	119

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

Болотин Ю.В., Голован А.А., Матасов А.И., Попеленский М.Ю. Подготовка высококвалифицированных специалистов по инерциальной и спутниковой навигации	122
Голубева Т.С., Порешин П.П., Сеницын С.В. Учебный план подготовки разработчиков встроенного программного обеспечения с позиции требований профессиональных стандартов	124
Кузьмин С.А., Порешин П.П., Саурский И.В., Сеницын С.В. Опыт применения средств информационной поддержки при обучении разработке встроенного программного обеспечения	126
Мельникова О.И. Использование профессиональных стандартов в высшем образовании	128
Порешин П.П., Сеницын С.В., Соколов В.Н., Сыров А.С. Взаимодействие базовой кафедры и базового предприятия. Опыт МАИ (НИУ)	130

Дополнение

Морозов Д.В. Бинарная иерархическая модель системы управления беспилотного летательного аппарата	132
СПИСОК АВТОРОВ	134

Секция 1

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ И СРЕДСТВАМИ ИХ ВЫВЕДЕНИЯ НА ЦЕЛЕВЫЕ ОРБИТЫ

СЕТЕЦЕНТРИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКОЙ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

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

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

Актуальность проблемы группового управления техническими объектами постоянно возрастает, причем эта проблема требует современных моделей формализации и новых методов ее решения. Это приводит к необходимости проектирования распределенных систем управления, которые должны обеспечивать согласованность действий большого числа объектов, в том числе и разнородных, организованных в виде гетерогенной сети. Для построения таких систем необходимо решить ряд следующих задач: 1) организация совместных согласованных действий, основанных на распределенном принципе принятия согласованных решений и направленных на выполнение одной или нескольких целевых задач; 2) обеспечение длительного срока активного существования; 3) децентрализованность; 4) замкнутость; 5) работа в режиме реального времени, 6) обеспечение сбое- и отказоустойчивой работы системы в случае возникновения допустимых совокупностей неисправностей; 7) возможность самодиагностирования, самореконфигурации и управляемой деградации системы с использованием всех видов резервирования для повышения живучести системы в целом и выходом на безопасный останов в случае исчерпания ресурсов системы.

Всем этим особенностям удовлетворяют системы управления совокупностью автономных объектов, оснащенных компьютерным интеллектом, построенных по сетецентрическому принципу, объ-

единенных в общую сеть и способных действовать самостоятельно или в группе для выполнения общих целевых задач [1].

Таким образом, *сетевая система управления* группировкой космических аппаратов (КА) – это система управления распределенной системой, характеризующаяся принципами открытости, самоорганизации, слабой иерархии в контуре принятия решений, положительной эмерджентностью, т.е. появлением положительных свойств системы, превышающих сумму положительных свойств ее элементов, и отрицательной эмерджентностью, проявляющуюся через трудно объяснимые отрицательные эффекты в работе системы. Кроме того, управление группировками КА отличается сложностью, определяемой 1) большим количеством операций, выполняемых КА, и количеством управляющих воздействий на бортовые системы; 2) большим количеством наблюдаемых параметров и количеством алгоритмов обработки и анализа наблюдаемых параметров; 3) сложностью баллистической схемы полета; 4) многообразием правил планирования полета; 5) количеством возможных нештатных ситуаций.

Актуальность работы подтверждается «Стратегической программой исследований технологической платформы “Национальная информационная спутниковая система” на 2016–2020 годы».

В представляемом докладе рассматриваются разработанные в АО «НИИ «Субмикрон» алгоритмы обеспечения сбое- и отказоустойчивости в многомашинных вычислительных системах, которые полностью соответствуют концепции обеспечения живучести сетевых систем управления группировками КА. Они основаны на принципах динамической избыточности [2] и управляемой деградации в условиях возникновения допустимых совокупностей враждебных неисправностей.

Литература

1. *Ефремов А.Ю., Максимов Д.Ю.* Сетевая система управления – что вкладывается в это понятие? http://cmm.ipu.ru/sites/default/cmm12cd/CD/Papers/EfremovMaksimov_pdfed_pdf.

2. *Пархоменко П.П., Согомонян Е.С.* Основы технической диагностики / Под ред. П.П. Пархоменко. – М.: Энергия, 1981.

УДК 629.7.05

ПРИМЕНЕНИЕ УПРАВЛЕНИЯ С ПРОГНОЗИРУЮЩЕЙ МОДЕЛЬЮ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Акимов Е.В.¹, Виленский В.В.²

*г. Красногорск, 3 научная рота КВ ВКС РФ¹,
г. Реутов, АО «ВПК «НПО машиностроение»²
akimov-ev@list.ru*

В настоящее время малые космические аппараты дистанционного зондирования Земли играют огромную роль в современной науке и технике. Для выполнения задач, поставленных перед данными аппаратами, к системе ориентации предъявляются высокие требования. Таким образом, повышение точности системы ориентации является актуальной задачей.

Исследуемая система управления является бесплатформенной системой ориентации на базе аналитического гирокомпаса. В качестве датчиков первичной информации используются гироскопический измеритель вектора угловых скоростей и ИК-построитель вертикали.

В процессе эксплуатации космического аппарата возможны различные непредвиденные ситуации, которые могут нарушить штатное функционирование аппарата. Одним из таких явлений является засветка ИКВ Солнцем. При данном воздействии возможно значительное увеличение погрешностей ориентации.

Для повышения точности ориентации предлагается использовать адаптивные алгоритмы. В данной работе рассматривается алгоритм на основе прогнозирующей модели – Model Predictive Control (MPC).

Существо MPC-подхода составляет следующая схема управления динамическими объектами по принципу обратной связи:

1. Рассматривается некоторая (относительно простая) математическая модель объекта, начальными условиями для которой слу-

жит его текущее состояние. При заданном программном управлении выполняется интегрирование уравнений этой модели, что дает прогноз движения объекта на некотором конечном отрезке времени (горизонте прогноза).

2. Выполняется оптимизация программного управления, целью которого служит приближение регулируемых переменных прогнозирующей модели к соответствующим задающим сигналам на горизонте прогноза. Оптимизация осуществляется с учетом всего комплекса ограничений, наложенных на управляющие и регулируемые переменные.

3. На шаге вычислений, составляющем фиксированную малую часть горизонта прогноза, реализуется найденное оптимальное управление и осуществляется измерение (или восстановление по измеренным переменным) фактического состояния объекта на конец шага.

4. Горизонт прогноза сдвигается на шаг вперед, и повторяются пункты 1–3 данной последовательности действий.

Приведенная схема может быть объединена с предварительным проведением идентификации уравнений модели, используемой для выполнения прогноза.

В работе приведены результаты реализации такого подхода с помощью программной среды MATLAB/Simulink. Отмечается заметное снижение погрешности ориентации от засветки ИКВ Солнцем.

Литература

1. *Веремей Е.И., Еремеев В.В.* Введение в задачи управления на основе предсказаний // Всероссийская научная конференция «Проектирование научных и инженерных приложений в среде MATLAB». – М., 2004. – С. 98–115.

2. *Платунова А.В.* Особенности применения алгоритма с прогнозирующей моделью при адаптивном оптимальном управлении // <http://sntbul.bmstu.ru/doc/770654.html>.

3. *Денисенко Н.А., Рогачев А.И.* Задача оптимального управления с прогнозированием при квадратичном функционале // <https://visnyk.vntu.edu.ua/index.php/visnyk/article/viewFile/358/358>.

АВТОМАТИЗАЦИЯ РАБОТ ПО АДАПТАЦИИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАЗГОННОГО БЛОКА

Бочаров М.В., Рябогина И.А.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

bocharovm@mars

Основными этапами адаптации системы управления разгонного блока (СУ РБ) к пуску являются:

- согласование исходных данных;
- разработка полетного задания (ПЗ);
- проведение отработочных и аттестационных испытаний ПЗ;
- выпуск отчетной документации.

Проведение этих работ требует обработки значительных объемов информации, в частности различных исходных данных (поставляемых в виде проектной документации и ее электронных копий) и результатов испытаний на различных стендах. При этом требуется обеспечить оценку выполнения требований циклограммы полета на всех этапах моделирования, различных ограничений, определяемых особенностями конструкции РБ и алгоритмов СУ, а также точностных требований по формированию целевых орбит. Часть указанных ограничений является постоянной для разных вариантов пусков РБ, часть варьируется в зависимости от выполняемых задач.

Указанные особенности проведения работ по адаптации в случае обычной обработки информации «вручную», или с использованием индивидуальных программ обработки влекут за собой достаточно большую вероятность возникновения разного рода ошибок, что в ходе пуска может привести к нештатной ситуации и потере выводимого спутника. Отсутствие единого хранилища данных для всех этапов выполнения адаптации также усложняет и замедляет процесс взаимодействия и обмена данными между подразделениями в процессе выполнения адаптации СУ РБ.

В докладе рассматриваются вопросы автоматизации работ по адаптации СУ РБ к пускам. Представлен анализ процессов адаптации системы управления разгонного блока при подготовке к пускам, определена необходимость и целесообразность автоматизации элементов адаптации. Разработана первичная стратегия разработки информационной системы адаптации СУ РБ, проведена оценка повышения эффективности и качества проводимых работ. Обсуждаются вопросы реализации процедур автоматизации и полученные результаты их внедрения. Описан подход к вопросу оформления документации.

Принятая стратегия разработки информационной системы заключается в выполнении следующих этапов:

1. Системный анализ предметной области, в результате которого будет получена информационно-логическая модель ИС СУ РБ с учетом особенностей структуры данных, которые будут использоваться при работе с ИС СУ РБ.
2. Выбор СУБД, разработка информационно-логической модели данных и структуры базы данных.
3. Разработка приложений, обеспечивающих процессы обработки, хранения, обмена и вывода данных.
4. Проведение испытаний ИС, внесение изменений по итогам испытаний.
5. Оформление документации на информационную систему.

Ввиду довольно значительного времени, требующегося на разработку и потребности использовать уже разработанные элементы ИС, разработка ИС осуществляется в несколько этапов, циклично повторяющих выполнение пунктов 1–5 стратегии.

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА В ЗАДАЧАХ УПРАВЛЕНИЯ МАНИПУЛЯТОРОМ

Глумов В.М., Суханов В.М.

г. Москва, ИПУ РАН

vglum@ipu.ru

Космические роботы-манипуляторы (КРМ) предназначены для механического захвата и транспортировки пассивных космических объектов, а также сервисного обслуживания космических станций и модулей. Манипуляционное функционирование КРМ, как правило, осуществляется в режиме свободного дрейфа (free-floating mode), т.е. при отключенной с целью экономии расхода рабочего тела системе управления положением корпуса робота [1]. Динамика КРМ в данном режиме усложняется из-за влияния движений звеньев манипулятора на положение корпуса, что, в свою очередь, отрицательно влияет на траекторию движения схвата при решении задачи достижения цели. Прежде чем приступить к разработке системы управления КРМ, необходимо построить математическую модель (ММ) движения робота, учитывающую специфику его функционирования.

Свободно летающий КРМ рассматривается в виде механической системы, содержащей корпус и шарнирно присоединенный к нему трехзвенный манипулятор с вращающимися степенями свободы. В шарнирах манипулятора используются самотормозящиеся приводы. Источником информации о местонахождении цели и расстоянии до нее является система технического зрения, состоящая из шарнирно связанной с корпусом видеокамеры со встроенным в нее лазерным дальномером. Уравнения исходной ММ записаны в инерциальной системе координат с началом в произвольно выбранной точке, связанной с обслуживаемым объектом. Полученные при этом уравнения позволяют исследовать все множество режимов функционирования КРМ, а не только операции с манипулято-

ром. При выводе уравнений не учитывается орбитальное движение робота и цели.

На основе методики и алгоритмов, представленных в [2], решается задача компьютерного вывода уравнений пространственного движения КРМ рассматриваемого типа. При анализе манипуляционного функционирования КРМ целесообразно рассматривать плоское движение. На основе уравнений Лагранжа второго рода получена исходная нелинейная ММ плоского движения, в которой учтена особенность самотормозящихся приводов в шарнирах звеньев манипулятора.

Для описания динамики перемещения схвата при сближении с целью с малыми («ползучими») угловыми скоростями в шарнирах получена ММ плоского движения, которая отличается от исходной ММ двумя особенностями: 1) в качестве поступательных обобщенных координат рассматриваются координаты, определяющие положение концевой точки схвата относительно точки цели; 2) уравнения движения содержат линейную часть с матрицами переменных коэффициентов и нелинейную часть в виде нелинейных вектор-функций, содержащих произведения скоростей обобщенных координат. Данная модель позволяет упростить синтез алгоритмов управления при манипуляционном функционировании, используя только линейную часть ММ и известный подход независимого управления каждым шарниром.

Для анализа устойчивости нулевого решения уравнений линейного варианта рассматриваемой ММ при отсутствии управления угловым положением корпуса КРМ рассматривается редуцированная модель движения манипулятора, коэффициенты которой зависят от значений вращательных координат. Показано, что существуют диапазоны углов поворота звеньев манипулятора, при которых коэффициенты ММ меняют знак, что может вызвать неустойчивость движения по регулируемым координатам системы.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 17-08-01708).

Литература

1. Moosavian S. Ali A., Papadopoulos E. Free-Flying Robots in Space: an Overview of Dynamics Modeling, Planning and Control // J. Robotica. 2007. No. 25(5). P. 537–547.

2. Глумов В.М., Земляков С.Д., Рутковский В.Ю., Суханов В.М. Оперативный компьютерный вывод и декомпозиция уравнений движения космического модуля // АиТ. – 2006. – № 1. – С. 89–116.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АЛГОРИТМОВ БОРТОВОГО БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПРОГНОЗА ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Гусев К.А., Рябогин Н.В., Соколов В.Н.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

В ходе эксплуатации КА автономное наведение целевой аппаратуры и остронаправленных антенн требует от бортовой системы управления (БСУ) высокоточного определения текущего положения КА в пространстве.

Одним из способов такого определения является использование бортового баллистического прогноза, реализуемого в вычислителе БСУ, периодически корректируемого либо по информации с Земли, либо от аппаратуры спутниковой навигации (при наличии).

Точность баллистического прогноза зависит от используемой модели (уравнений) траекторного движения КА (принятых упрощений), реализованного на борту метода интегрирования уравнений движения и частоты коррекции прогноза от внешних источников навигационных параметров.

В докладе рассмотрены уравнения (модели) траекторного движения околоземных КА, записанные относительно прямоугольной инерциальной системы координат J 2000.

Представлен анализ использования различных моделей гравитационного поля Земли для КА различного назначения. Рассмотрены вопросы учета гравитации Луны и Солнца, а также сил светового

го давления. Показаны особенности программной реализации алгоритмов баллистического прогноза с учетом располагаемых вычислительных ресурсов вычислителя БСУ и представлены результаты предполетной оценки и летной эксплуатации бортовых алгоритмов баллистического прогноза для КА различного назначения (связь, метеонаблюдения, наука).

К ВОПРОСУ ПОСТРОЕНИЯ ФИЛЬТРОВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭФФЕКТА РЕЗОНАНСА

Динеев В.Г., Есаков В.А., Левин С.В.

г. Королев, ФГУП ЦНИИмаш,

г. Мытищи, МФ МГТУ им. Н.Э. Баумана

levin_s_v@mail.ru

Анализ некоторых летных испытаний современных средств выведения показывает наличие колебательных процессов на верхних ступенях ракет-носителей, оснащенных разгонными блоками. Так, спектральный анализ процессов управления показывает наличие автоколебаний в узком интервале частот, характерных для колебаний топлива в баках ЛА. Теоретический анализ устойчивости движения на основе математических моделей также показывает на наличие неустойчивости по колебаниям топлива в верхних баках ЛА. Такая неустойчивость является классическим примером так называемой структурной неустойчивости колебаний жидкого топлива в баках, расположенных выше центра масс ЛА [1]. Для этих примеров характерно то, что годограф амплитудно-фазовой частотной характеристики разомкнутой системы в окрестности парциальной частоты структурно неустойчивого осциллятора (СНО) располагается на комплексной плоскости таким образом, что происходит охват годографом критической точки $(1; j0)$. Такая система с точки зрения критерия Найквиста становится неустойчивой, и на практике в подобных случаях в качестве основного средства обес-

печения устойчивости используется установка демпферов в соответствующем баке. С целью оценки возможности альтернативного решения этого вопроса средствами алгоритмов системы управления (СУ), в данной работе рассмотрен вопрос построения фильтра на основе использования эффекта резонанса [2] между искусственно введенным в СУ колебательным контуром и колебаниями СНО. Для обеспечения синфазных с СНО колебаний на вход фильтра подавались сигналы, имитирующие инерционные и позиционные воздействия на СНО согласно математической модели ЛА. Исследования СУ с резонансным фильтром, подключенным параллельно существующему контуру стабилизации, показали, что выходные сигналы резонансного фильтра, имея противоположную фазу на частоте СНО, оказывают стабилизирующее воздействие, компенсирующее неустойчивость колебаний СНО. Для оценки робастности системы с резонансным фильтром был проведен анализ факторов, влияющих на устойчивость движения, из которого выяснилось, что максимальное влияние имеют разбросы парциальной частоты СНО. Для усиления робастности СУ с резонансным фильтром к разбросам частоты СНО была рассмотрена нейронная сеть [3], реализовавшая алгоритм принятия решения по коррекции частоты резонансного фильтра в соответствии с нелинейной функцией активности по показаниям узкополосного фильтра на основе быстрого преобразования Фурье (БПФ). Статистические исследования эффективности введения резонансного фильтра показали, что вероятность устойчивости повышается по сравнению с вариантом без фильтра, а введение адаптивного контура еще больше увеличивает вероятность подавления угловых колебаний ЛА.

Литература

1. Рабинович Б.И. Введение в динамику ракет-носителей космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1975. – 416 с.
2. Стрелков С.П. Введение в теорию колебаний. – М.: Наука, 1964. – 440 с.
3. Уидроу Б., Стирнз С. Адаптивная обработка сигналов. Пер. с англ. – М.: Радио и связь, 1989. – 440 с.

**ТЕХНИЧЕСКИЙ ОПЫТ ФГУП МОКБ «МАРС» ПО СОЗДАНИЮ
БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
НАУЧНОГО И ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

Добрынин Д.А., Дорохов М.В., Иодко Г.С.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

В докладе проводится анализ технического задела московского опытно-конструкторского бюро «Марс» по созданию бортовых комплексов управления космическими аппаратами.

Рассматриваемые вопросы:

1. Реализованные структуры построения БКУ КА научного назначения.

Анализ опыта МОКБ «Марс» по созданию БКУ/БСУ для КА различного назначения, созданных в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и НПО им. С.А. Лавочкина, начиная с реализации первого проекта по созданию отечественного малого КА «Монитор-Э» (особенности построения интегрированной системы управления, достигнутые результаты работы системы управления в полете, обобщенный анализ проявлений и причин отказов и сбоев) до решения задачи по созданию унифицированного аппаратно-программного бортового комплекса управления для космической платформы «Навигатор». Рассмотрены структурные схемы БКУ КА «Электро-Л», «Спектр-Р», «Спектр-УФ» (назначение БКУ, особенности построения и функционирования БКУ, технические проблемы при создании БКУ и пути их решения), а также создаваемые в настоящее время структуры БКУ для перспективных КА «Арктика-М», «Спектр-М». Приведена таблица с обобщенными принципами построения БКУ/БСУ, созданных в МОКБ «Марс» для КА научного назначения.

2. Направление дальнейшего развития БКУ КА, требования к БКУ для перспективных КА.

Сформулированы обобщенные технические требования, предъявляемые к БКУ для перспективных КА, и определены пути даль-

нейшего развития БКУ КА. Намечены технические подходы к созданию унифицированного базового БКУ для перспективных КА.

3. Основные принципы проведения наземной экспериментальной отработки в МОКБ «Марс».

Рассмотрены принципы проведения наземной экспериментальной отработки БКУ КА. Подробно изложен порядок проведения наземной экспериментальной отработки БКУ КА в МОКБ «Марс». Дано описание состава и принципов работы стендовой базы, существующей в конструкторском бюро, включая математические и полунатурные стенды замкнутого контура для испытаний ПО, а также стенды для испытания аппаратуры на ВВФ. Приведены основные термины и определения, используемые при наземной экспериментальной отработке БКУ КА.

УГЛОВАЯ ОРИЕНТАЦИЯ ДЕФОРМИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С АКТИВНОЙ КОМПЕНСАЦИЕЙ УПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ

Ермилов А.С.

г. Москва, ИПУ РАН

yermas@ipu.ru

Одним из основных режимов работы деформируемых космических аппаратов (ДКА) является управление угловой ориентацией и прецизионная стабилизация как самого ДКА, так и его упругих частей, влияние колебаний которых негативно сказывается на точности, качестве и длительности процессов ориентации и стабилизации углового положения ДКА. Так, при математическом моделировании процесса управления угловой ориентацией без активной компенсации упругих колебаний их затухание до 3–5% от начального значения максимальной амплитуды происходит за 5000–7000 секунд.

В работе [1] разработана математическая модель углового движения ДКА, которая позволяет понять не только причину мед-

ленного затухания колебаний упругих элементов конструкции ДКА, но и способ быстрой компенсации упругих колебаний. Особенностью модели является доказанная возможность представления угла ориентации в виде аддитивной суммы угла поворота ДКА как жесткого тела и координат тонов упругих колебаний со своими коэффициентами, деленными на момент инерции ДКА, поэтому при использовании измерения угла для формирования закона управления ориентацией очевидно, что коэффициенты усиления при тонах в несколько тысяч раз меньше, чем основной коэффициент усиления, что и приводит к медленному затуханию упругих колебаний.

Так как на борту ДКА точная информация о координатах тонов и их параметрах отсутствует, в работе [2] был разработан на основе фильтра Калмана алгоритм оценивания координат тонов и идентификации их параметров только по измерениям угла поворота ДКА, что позволяет оценивать координаты тонов в течение 15–20 секунд с точностью до 2–3% от начальных значений максимальных амплитуд.

Далее, формируя в законе управления ориентацией вместо измеренного угла ориентации аддитивную сумму получаемых в реальном времени оценок угла поворота ДКА как жесткого тела и координат тонов упругих колебаний со своими увеличенными коэффициентами, получаем алгоритм управления ориентацией с активной ускоренной компенсацией упругих колебаний ДКА. При математическом моделировании предложенного алгоритма затухание упругих колебаний до 3–5% от начального значения максимальной амплитуды каждого тона происходит за 80–140 секунд. Значительный разброс во времени сходимости объясняется тем, что параметры тонов имеют различные значения, т.к. упругие колебания отличаются по максимальной амплитуде и частоте. Этот недостаток можно устранить за счет оптимизации коэффициентов усиления различных тонов.

Если есть возможность измерения скорости изменения угла поворота ДКА, то целесообразно в алгоритме управления исполь-

зовать оценку этой скорости в виде подобной аддитивной суммы оценки угловой скорости поворота ДКА как жесткого тела и оценок скоростей изменения координат тонов упругих колебаний со своими увеличенными коэффициентами.

Предложенный алгоритм управления ориентацией и стабилизации ДКА с активной компенсацией влияния упругих частей конструкции ДКА на динамику углового движения за счет использования оценок координат тонов увеличивает точность процессов ориентации и стабилизации и значительно сокращает время компенсации упругих колебаний.

Литература

1. Ермилов А.С., Ермилова Т.В. Математическая модель углового движения больших космических конструкций с гироскопическим приводом для активной компенсации упругих колебаний // Доклады академии наук. – 2011. – Т. 436. – № 6. – С. 743–746.

2. Ермилов А.С., Ермилова Т.В. Оценивание неизмеряемых координат упругих колебаний больших космических конструкций с гиросиловым приводом [Текст]/ Ермилова Т.В. // Автоматика и телемеханика. – 2013. – № 9. – С. 143–156.

УПРАВЛЕНИЕ ГРАВИТАЦИОННО-СТАБИЛИЗИРОВАННЫМ СПУТНИКОМ ПРИ ПОМОЩИ МАГНИТНЫХ КАТУШЕК

Каленова В.И., Морозов В.М.

г. Москва, НИИ механики МГУ

kalen@imec.msu.ru

В системах ориентации спутников во многих случаях используется взаимодействие спутника с гравитационным и магнитным полями Земли. В последнее время магнитные системы ориентации широко применяются в практике космических исследований, особенно для ориентации малых спутников. Различным аспектам задач управления и определения ориентации спутников при помощи магнитных катушек и магнитометров посвящено большое число публикаций (см., например, [1–4]). Одним из важных аспектов при

исследовании возможностей магнитной стабилизации является вопрос об управляемости системы.

В докладе рассматривается спутник, оснащенный магнитной системой ориентации в составе трех взаимно перпендикулярных магнитных катушек, центр масс которого движется по круговой орбите, наклоненной к плоскости магнитного экватора на некоторый угол.

Уравнения движения ИСЗ около центра масс допускают стационарные решения, отвечающие положениям относительного равновесия, в которых оси инерции спутника *Oxuz* совпадают с осями орбитальной системы координат.

Управляющий момент формируется силами взаимодействия магнитных катушек, установленных на спутнике, с магнитным полем Земли.

Показано, что линеаризованная в окрестности положения относительного равновесия системы уравнений движения относится к специальному классу линейных нестационарных систем, допускающих приведение к стационарному виду в расширенном пространстве состояний [5]. В работе указано соответствующее преобразование, исследована управляемость приведенной стационарной системы, построенный на этой основе эффективный алгоритм стабилизации. Проведено математическое моделирование, подтверждающее работоспособность предложенных алгоритмов.

Литература

1. *Psiaki M.* Magnetic torque attitude control via asymptotic periodic linear quadratic regulation. *Journal of guidance, control, and dynamics*. 2001. Vol. 24. No. 2. Pp. 386–304.
2. *Bushenkov V., Ovchinnikov M., Smirnov V.* Attitude stabilization of a satellite by magnetic coils. *Acta Astronautica*. 2002. Vol. 50. No. 12. Pp. 721–728.
3. *Degtyarev A.A., Hao-Chi Chang, Ovchinnikov M.Yu.* Attitude motion of the axisymmetrical gyrostat-satellite affected by active magnetic control. *Keldysh Institute preprints*. 2009. No. 47. 31 p. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2009-47&lg=e>

4. Использование магнитных катушек и магнитометра для обеспечения трехосной ориентации спутника / Д.С. Иванов [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 2015. – № 47. – 20 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2015-47>

5. Каленова В.И., Морозов В.М. Линейные нестационарные системы и их приложения к задачам механики. – М.: Физматлит, 2010. – 208 с.

ОБОБЩЕНИЕ ОПЫТА ИСПЫТАНИЙ ЛОГИКИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Косинский М.Ю., Решетников С.А.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

246@mokb-mars.ru

В докладе рассматривается проблема испытания внутренней логики системы управления движением (СУД), а также логического взаимодействия СУД с другими подсистемами с учетом опыта разработки и эксплуатации бортового программного обеспечения (БПО) космических аппаратов (КА) серии «Электро», «Спектр-Р», «Спектр-РГ», «Kazsat-2», «Арктика-М».

Подсистема СУД является главной информационно-управляющей системой КА, в которую поступает информация от системы информационного обеспечения (СИО), информация о баллистике, информация от системы стабилизации и ориентации (ССО), информация от исполнительных органов (двигателей стабилизации/коррекции, управляющих двигателей-маховиков), информация от системы управления солнечными батареями. СУД постоянно анализирует состояние КА на наличие отказов и предпринимает действия для их парирования, а также выдает управляющие воздействия вышеперечисленным системам и ведет расчет программной ориентации КА. Поэтому правильная работа внутренней логики подсистемы СУД, а также логики взаимодействия с другими подсистемами является критически важной задачей для всего КА в целом.

В связи со сложностью и большим количеством логических взаимодействий не представляется возможным проверить всю логику СУД в условиях комплексных испытаний при полунатурном моделировании в реальном времени. Поэтому была создана отдельная методика для проверки логики СУД на математических стендах ФГУП МОКБ «Марс», которая позволяет выявлять: логические заикливания в ПО СУД, зависания режимов работы СУД, зависания отдельных переменных ПО СУД или смежных систем, нештатную отработку повторного ввода кодовых команд (КК) СУД, сочетания нештатных ситуаций (НШС), выход из которых невозможен без выдачи адресных КК, функционирование в режимах работы СУД с некорректными параметрами работы.

Согласно разработанной методике, проводится серия испытаний на стендах математического моделирования, в которых моделируются следующие проверки:

- 1) переход из любого режима функционирования СУД в любой другой режим функционирования СУД;
- 2) повторный ввод КК СУД;
- 3) изменение настраиваемых параметров (НП) СУД в полете по КК;
- 4) изменение особо важных параметров СУД в результате сбоя вычислительного процесса;
- 5) восстановление после НШС;
- 6) отработка комбинаций полетного задания (ПЗ);
- 7) варианты работы со смежными системами.

Анализ телеметрии с проведенных испытаний, согласно данной методике, позволяет максимально подробно проверить внутренние логические взаимодействия СУД, а также ее взаимодействие с другими подсистемами КА в условиях штатной работы и в НШС.

Методика проверки внутренней логики СУД и ее взаимодействия с другими подсистемами КА успешно апробирована на всех разрабатываемых и эксплуатируемых БКУ КА ФГУП МОКБ «Марс». С использованием данной методики выявляется в среднем

около 20 логических ошибок (на основе данных по КА «Спектр-РГ», «Электро-Л» № 2), не выявленных в ходе комплексной программы испытаний КА.

В настоящее время ведутся работы по автоматизации проведения и анализа испытаний по данной методике, разрабатывается программное обеспечение для автоматического анализа и выявления логических ошибок на основе телеметрии испытаний с математических стендов.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГРАФИЧЕСКИХ ЯЗЫКОВ ДЛЯ ОПИСАНИЯ ПРОТОКОЛОВ ИНФОРМАЦИОННОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Косинский М.Ю., Шатский М.А.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

246@mars-mokb.ru

В докладе рассматриваются вопросы использования графических языков для описания протоколов информационного взаимодействия подсистем бортового комплекса управления космического аппарата.

На каждом этапе разработки архитектуры БПО производится выпуск соответствующей документации: протоколы информационно-логического взаимодействия, различные перечни и др. документы, чаще всего в текстовом или табличном виде, реже в виде схем, например структурных. При этом известно, что для человеческого восприятия более понятным является именно графическое представление информации (особенно в случае сложных многокомпонентных систем).

Существующая форма описания протокола информационного взаимодействия подсистем представляет собой текстовый документ, в котором описываются состояния (режимы), в которых функционирует каждая из подсистем, способы перехода между состояниями (режимами), последовательность смены состояний, спо-

собы и логика взаимодействия между подсистемами, а также перечень параметров, которые участвуют в информационном обмене.

В случае сложной системы и большого количества состояний объем такого документа значительно возрастает, и большое количество информации затрудняет как понимание принципов взаимодействия систем в целом, так и особенностей отдельных режимов.

Альтернативой мог бы быть широко используемый при разработке прикладного программного обеспечения язык Unified Modeling Language (UML), стандарт 1997 года, однако он во многом ориентирован именно на задачи программной реализации: объекты, интерфейс пользователя, что менее актуально для БПО.

Наиболее подходящим для рассматриваемой задачи можно считать язык System Modeling Language (SysML), развиваемый как расширение UML в целях разработки, анализа и верификации сложных динамических систем. SysML является графическим языком моделирования, который реализует анализ, спецификацию, разработку и проверку сложных систем.

Язык SysML представляет собой набор из диаграмм различного назначения, объединенных в группы по назначению: структурные, поведенческие (диаграммы деятельности, последовательности, состояния, вариантов использования), диаграммы требований.

По результатам анализа стандарта и протоколов подсистем БКУ можно сделать вывод о том, что диаграммы языка могут быть использованы для графического представления информации, описывающей взаимодействие подсистем.

Диаграммы состояний и действий SysML использованы для описания логики смены режимов взаимодействующих подсистем. На диаграмме показаны возможные режимы работы системы управления, переходы между ними, а также условия переходов между режимами.

Последовательность выполнения взаимодействий между подсистемами с происходящим при этом информационным обменом (запросы и подтверждения готовности) для достижения заданной цели описывается с помощью диаграмм последовательности.

Предложенный подход экспериментально опробован при разработке алгоритмов БПО в части системы управления движением в МОКБ «Марс» для КА «KazSat-2», «Электро-Л» № 2, «Спектр-РГ» и показал хорошие результаты. Примеры описания протоколов с помощью средств языка SysML представлены в докладе.

В целом можно сделать вывод о целесообразности внедрения графического описания на базе UML/SysML протоколов информационного взаимодействия подсистем БПО для повышения прозрачности процессов, происходящих между подсистемами, что позволит улучшить как процесс разработки, так и эксплуатации БПО.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ И СОВРЕМЕННЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ ПОДВИЖНОЙ СВЯЗИ

Кузенков А.Н., Наумов С.А., Скородумов А.И.

г. Москва, АО «Российские космические системы»

kuzenkov@spacecorp.ru; skorodumov_ai@spacecorp.ru

В докладе приведены результаты сравнительного анализа зарубежных и отечественных низкоорбитальных спутниковых систем. Представлены их основные тактико-технические и экономические показатели, проанализированы возможности и перспективы их дальнейшего развития.

Рассматривается возможность создания спутниковой системы подвижной связи, удовлетворяющей требованиям глобальности, высокой мобильности и надежности, достаточной пропускной способности и совместимости с существующими и перспективными наземными системами подвижной связи на основе низкоорбитальной группировки космических аппаратов (КА).

Предложен вариант построения ОГ на основе КА, находящихся на низких круговых орбитах высотой 800–1400 км с организацией межспутниковой связи между КА, находящимися в общей орбитальной плоскости, что позволяет существенно упростить бортовой

ретранслятор, сократить его массу и энергопотребление, а в совокупности с наземной сетью шлюзовых станций спутниковой связи – обеспечить глобальное покрытие земной поверхности и минимальные задержки распространения сигнала (режим «реального времени»).

Предусматривается одновременная работа бортового ретранслятора в двух радиочастотных диапазонах, что позволяет обеспечить:

1) низкоскоростную связь (со скоростью до 1 Мбит/с в S-диапазоне частот) с использованием малогабаритного абонентского терминала с ненаправленной антенной в любое время и при любом местоположении абонента;

2) высокоскоростную связь (со скоростью до 10 Мбит/с в Ka-диапазоне частот) с использованием абонентского терминала с направленной антенной, расположенной на транспортном средстве.

Предложена гибридная архитектура построения взаимодополняющих сетей спутниковой и сотовой связи, позволяющая предоставить абоненту подвижной связи возможность бесшовного соединения в отсутствие покрытия сотовой связи.

Кроме того, в докладе рассмотрена возможность:

1) ретрансляции высокоскоростных (до 50 Мбит/с) сигналов с беспилотных летательных аппаратов в Ka-диапазоне частот;

2) мониторинга воздушных судов, оборудованных аппаратурой автоматического зависимого наблюдения в режиме радиовещания ES-1090 (АЗН-В);

3) мониторинга морских судов, оборудованных аппаратурой автоматической идентификационной системы (АИС).

Для повышения экономической эффективности низкоорбитальной системы спутниковой связи предложено рассмотреть возможность использования элементной базы класса Industrial взамен Aerospace с учетом возможности сокращения срока активного существования КА до 5...7 лет при обеспечении массового выпуска серийных КА с массой 300...500 кг.

РАЗРАБОТКА ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ СУОС ПЕРСПЕКТИВНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В СОСТАВЕ КСГ СККП ДЛЯ УТОЧНЕНИЯ ОЦЕНКИ ТТХ

Куркин М.С.

*г. Красногорск, 3 научная рота КВ ВКС РФ
m-kurkin@bk.ru*

Получение информации о космических объектах – сложная техническая задача. Малый размер космических объектов, высокая скорость движения для низкоорбитальных аппаратов и большая удаленность для аппаратов на геостационарной орбите сильно затрудняют их обнаружение и получение каких-либо данных.

Особое внимание уделяется системе ориентации и стабилизации КА, поскольку ее характеристики являются определяющими при решении информационных задач оптическими средствами космического базирования.

В качестве базового варианта выбран следующий облик КА.

Параметры орбиты КА:

- тип – ГСО;
- средняя высота – 35700 км;
- эксцентриситет – не более 0,0025;
- наклонение – 0°.

Массово-инерционные характеристики КА:

- масса КА – не более 4600 кг;
- тензор инерции КА.

Требования к СУОС.

Погрешности ориентации связанных осей КА:

- по углу в номинальном режиме – не более 0,05°;
- по угловой скорости в установившемся режиме – не более 0,0005°/с.

Система ориентации и стабилизации предназначена для поддержания требуемого положения КА вокруг центра масс. Используя в качестве исполнительных органов силовые гироскопы, на основании данных датчиков угловой скорости и положения в пространстве она обеспечивает управление полетом космического ап-

парата. Точность и быстродействие СУОС является одним из ключевых факторов, влияющих на качество и возможность решения поставленной задачи.

Входными данными для модели СУОС являются:

- текущее орбитальное положение КА;
- массово-инерциальные характеристики КА;
- параметры датчиков скорости и угловых скоростей;
- характеристики исполнительных органов системы управления;
- возмущающие моменты.

Сравнительный анализ результатов моделирования работы СУОС и условий работы телескопа указывает на техническую реализуемость орбитальной платформы для установки ОЭС с принятыми параметрами, обеспечивающими, в основном, выполнение заданных требований по точности поддержания ориентации и минимальной угловой скорости на рабочем интервале.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ЛЯПУНОВА ДЛЯ АДАПТИВНОЙ УГЛОВОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ РАЗГОННОГО БЛОКА С УЧЕТОМ КОЛЕБАНИЙ ТОПЛИВА В БАКАХ НА АКТИВНЫХ УЧАСТКАХ ДВИЖЕНИЯ

Лазарев Д.В., Мухин А.В.

г. Королев, ФГУП ЦНИИмаш

LazarevDV@tsnimash.ru

Для современных разгонных блоков (РБ) характерно наличие существенного влияния нелинейной составляющей демпфирования колебаний жидкости в топливных баках, что усложняет проведение процедуры синтеза системы управления (СУ). Отсутствие учета вышеуказанной особенности на этапе синтеза СУ может приводить к ухудшению динамических характеристик ЛА в полете. В этих условиях адаптация алгоритмов управления к нелинейным изменениям демпфирования колебаний топлива на борту во время полета дает возможность для улучшения динамических характеристик РБ.

В работе проведен синтез адаптивного автомата угловой стабилизации (АдАУС) для разгонного блока, математическая модель которого учитывает нелинейность демпфирования колебаний топлива в баках на активных участках движения.

Для проведения синтеза АдАУС был применен аналитический метод Ляпунова. В качестве эталонной модели использована упрощенная до углового движения динамическая схема типового РБ [1]. Настройка параметров АдАУС проводилась исходя из заданных требований к процессам адаптации на основе математического моделирования полной модели движения РБ в одной плоскости. Также в работе проведен анализ эффективности функционирования синтезированного АдАУС по полученным результатам математического моделирования. Результаты сравнения значений разницы выходных сигналов объекта и эталонной модели в случае использования автомата угловой стабилизации с адаптивным контуром и без него приведены на рис. 1.

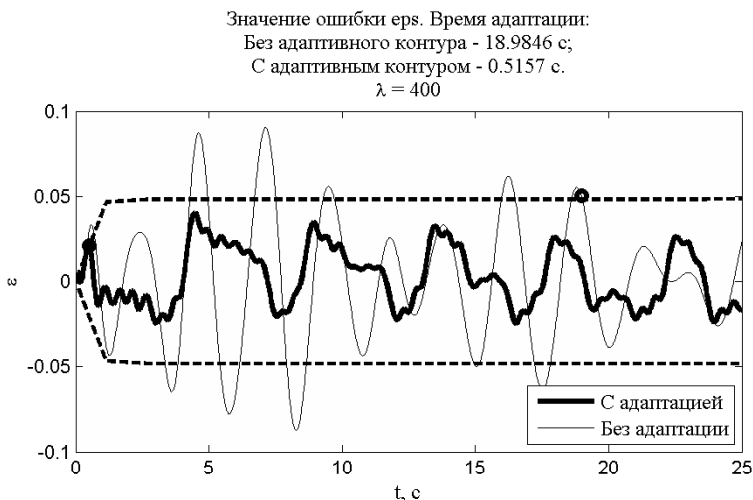


Рис. 1. Значения ошибки выходного сигнала объекта относительно выходного сигнала эталонной модели

Анализируя результаты моделирования движения РБ с учетом нелинейной составляющей демпфирования колебаний жидкости в

топливных баках с функциональными алгоритмами АДАУС, можно прийти к выводу, что по окончании переходных процессов существенных отклонений параметров углового движения РБ от эталонной модели не наблюдается.

Выбранные настройки синтезированного контура обеспечивают выполнение требований по времени адаптации к нелинейности изменения параметров демпфирования жидкости в топливных баках для всех типов входных воздействий.

Литература

1. Колесников К.С. Динамика ракет: Учебник для вузов. 2-е изд., исправл. и доп. – М.: Машиностроение, 2003. – 520 с.; ISBN 5-217-03149-2.

СВЕДЕНИЕ ЗАДАЧИ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ НЕЖЕСТКОГО СПУТНИКА К РЕШЕНИЮ СПЕКТРАЛЬНОЙ ЗАДАЧИ ДЛЯ СИСТЕМЫ ПУЧКОВ МАТРИЦ

Нехороший Ю.И.

г. Москва, АНО ВО «Гуманитарный институт»

yury_nekhoroshy@yahoo.com

Математически задача идентификации параметров динамической модели может быть сведена к решению следующей системы нелинейных алгебраических уравнений (СНАУ) [1]:

$$\frac{m_{\phi} t_p^2}{2} + \dot{\phi}_0 t_p + \sum_{i=1}^N \left[(1 - \cos \omega_i t_p) \left(\frac{m_{\phi} k_i}{\omega_i^2} - \tilde{\phi}_{0i} \right) + \frac{\dot{\phi}_{0i}}{\omega_i} \sin \omega_i t_p \right] - \phi_p + \phi_0 = 0, p = \overline{1, L}, \quad (1)$$

$$m_{\phi} t_p + \sum_{i=1}^N \left[\left(\frac{m_{\phi} k_i}{\omega_i} - \tilde{\phi}_{0i} \omega_i \right) \sin \omega_i t_p - \dot{\phi}_{0i} (1 - \cos \omega_i t_p) \right] - \dot{\phi}_p + \dot{\phi}_0 = 0, p = \overline{1, L}. \quad (2)$$

Здесь L – число измерений угла и угловой скорости;

N – количество учитываемых гибких мод;

$\bar{\Phi}_0, \tilde{\Phi}_{01}, \dots, \tilde{\Phi}_{0N}; \dot{\bar{\Phi}}_0, \dot{\tilde{\Phi}}_{01}, \dots, \dot{\tilde{\Phi}}_{0N}$ – вектор состояния спутника в момент времени t_0 ;

ϕ – суммарное угловое смещение основного тела;

$\bar{\Phi}$ – угловое смещение, обусловленное движением спутника как жесткого тела;

$\tilde{\Phi}_i$ – дополнительное угловое смещение основного тела, вызванное i -й модой собственных колебаний;

ω_i – собственная частота i -й упругой моды;

k_i – коэффициент возбудимости i -й моды;

$m_\phi = \frac{M_\phi}{J}$, где M_ϕ – управляющий момент ступенчатой формы, приложенный в момент времени t_0 , J – момент инерции спутника;

$\phi_p, \dot{\phi}_p$ – измерения угла и угловой скорости в момент времени

$t_p, \phi_p = \bar{\Phi}_p + \sum_{i=1}^N \tilde{\Phi}_{pi}; \dot{\phi}_p = \dot{\bar{\Phi}}_p + \sum_{i=1}^N \dot{\tilde{\Phi}}_{pi}$;

ω_i, k_i – искомые параметры.

Преобразуем СНАУ (1)–(2) в полиномиальную форму, используя разложение в ряд Тейлора, учитывая один тон собственных колебаний:

$$\sum_{i=0}^q \sum_{j=0}^1 a_{ij}^{(V)} \omega_1^i k_1^j = 0, V = \overline{1,2M}. \quad (3)$$

Решение системы полиномиальных уравнений (3) находится путем решения эквивалентной задачи – спектральной задачи для системы пучков матриц [2].

Литература

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

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

**ФОРМИРОВАНИЕ СТРУКТУРЫ И ВЫБОР СОСТАВА
СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
АВТОМАТИЧЕСКИМ МНОГОРАЗОВЫМ
ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ**

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

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

В настоящее время во многих странах ведутся проектные работы по созданию автоматических многоразовых воздушно-космических аппаратов (АМВКА) различного назначения. На новом техническом и технологическом уровне востребован опыт создания орбитальных кораблей «Спейс Шаттл» и «Буран», а также проектов «Спираль», Ту-2000, МАКС, «Гермес», «Хотол», «Зенгер» и др.

Одним из центральных вопросов при создании АМВКА является создание единой СУ для фактически трехсреднего многорежимного объекта.

СУ должна обеспечивать управление АМВКА на следующих участках полета:

- довыведение АМВКА на целевую орбиту после отделения от РН;
- управление орбитальным полетом с реализацией при необходимости маневров перехода с орбиты на орбиту;
- выполнение аэродинамических маневров в верхних слоях атмосферы с последующим выходом на орбиту;
- спуск и автоматическая посадка на заданный аэродром первой категории.

Помимо собственных задач управления движением СУ должна на всех участках полета осуществлять управление работой смежных бортовых систем (СЭС, СОТР, двигательные установки, пироэлементы (при наличии), створки грузового отсека, манипулятор (при наличии), раскрытие и складывание солнечных батарей и т.д.).

В докладе на основании опыта МОКБ «Марс» по созданию СУ посадки ОК «Буран», проектов СУ для МРКС, эксплуатируемых в настоящее время СУ РБ «Бриз-М» и СУ(БКУ) космических аппаратов «Электро-Л», «Спектр-Р» и «Казсат-2», а также с учетом опыта создания базовой БКУ на основе импортозамещения для КА «Арктика-М» предлагается вариант построения структуры СУ АМВКА и рассматриваются вопросы выбора кооперации по измерительным приборам и системам, а также исполнительным органам. Сформулированы основные проблемные вопросы создания СУ АМВКА с учетом текущего состояния проектов собственно АМВКА и технических возможностей приборных аэрокосмических предприятий РФ.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМУЩАЮЩИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА ДВИЖЕНИЕ ВЫСОКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Самбаров Г.Е.

*г. Красногорск, 3 научная рота КВ ВКС РФ
detovelli@vtomske.ru*

Одной из наиболее актуальных тенденций нашего времени является повышение требований к точности получаемых данных. По данным службы контроля космического пространства NASA, в околоземном космическом пространстве на сегодня находится более 22000 объектов искусственного происхождения размером от 10 см и более, а также попадают объекты естественного происхождения. Вся эта совокупность неуправляемых объектов стала частью околоземной космической среды, эволюция которой происходит по законам небесной механики. Для исследования и определения местоположения этих объектов необходимо создание высокоточной математической модели, которая будет учитывать возмущающие воздействия соответствующего уровня точности (адекватности).

На орбиту движущегося тела действуют различные силы, которые обусловлены притяжением Луны, Солнца; приливными деформациями центрального тела; световым давлением; релятивистскими эффектами; возмущениями от сопротивления атмосферы, и другими факторами, неизбежно приводящими к дрейфу объектов околоземного космического пространства.

В работе исследуются возмущения движения космических объектов, вызванные несферичностью геопотенциала, и анализ их влияния. Интегрирование дифференциальных уравнений движения в данной работе выполнялось с использованием численного метода интегрирования Эверхарта. Общую теорию интегратора Эверхарта и программный код GAUSS_15, который был использован для проведения исследований динамики околоземных объектов, представленных в данной работе, можно найти в работе Авдюшева.

На геосинхронных орбитах проблема засоренности пространства стоит довольно остро. Проблема в том, что из-за несферичности геопотенциала на геостационарной орбите появляются неоднородности движения объектов, которые подразделяются на несколько типов: объекты с устойчивым движением, объекты, либрирующие около точки 75 градусов, объекты, либрирующие около точки 255 градусов, объекты, либрирующие около двух точек либрации, объекты, имеющие неустойчивое движение.

Главную трудность контроля геостационарной зоны представляют объекты, либрирующие около двух точек либрации, и объекты, движение которых является неустойчивым, так как они представляют основную группировку объектов космического мусора на геосинхронных орбитах и их орбиты могут пересекать орбиты действующих спутников.

Секция 2

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ АТМОСФЕРНЫМИ БЕСПИЛОТНЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

ДИНАМИКА ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ РАБОТЫ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ ПРИВОДОВ С УПРУГИМИ ПЕРЕКРЕСТНЫМИ СВЯЗЯМИ ЧЕРЕЗ ОБЩУЮ НАГРУЗКУ

Астраханцева О.А., Голодушкина П.Д., Колосов О.С.

г. Москва, ФГБОУ ВО НИУ МЭИ

kolosovos@mpei.ru

Динамика параллельной работы автоматических систем на общую нагрузку сопровождается рядом особенностей, анализу которых посвящен целый ряд научных работ [1–4]. Так, в [1] подробно анализируются виды переходных процессов при параллельной работе синхронных генераторов электростанции на общую сеть. Такие процессы относятся к «быстрым». Например, режим короткого замыкания. С другой стороны, синхронные генераторы представляют собой моментную нагрузку для приводных двигателей (турбин) генераторов, являющихся составной частью систем стабилизации частоты вращения вала турбины. Переходные процессы в таких системах стабилизации относятся к «медленным». Сюда относят управление частотой вращения, подключение системы к общей нагрузке и перераспределение нагрузки между параллельно работающими системами [3, 4]. В структуре между параллельно работающими системами стабилизации возникают упругие перекрестные связи. Вопросы обеспечения устойчивости таких систем при соблюдении требуемых показателей точности обычно не вызывают трудностей, если динамика каждой системы стабилизации достаточно точно описывается линейным дифференциальным уравнением первого порядка [3, 4]. Однако проблемы с устойчиво-

стью возникают, если динамика каждой системы стабилизации описывается уравнением выше первого порядка.

Более сложными в анализе являются системы из параллельно работающих на общую нагрузку следящих приводов [2, 5]. При этом они делятся на два вида систем: одни системы жестко связаны механическими связями друг с другом и нагрузкой, а другие – связаны друг с другом через нагрузку упругими, деформируемыми перекрестными связями. Анализ устойчивости систем во втором варианте представляет определенные трудности, связанные с тем, что динамика каждого замкнутого следящего привода линеаризуется дифференциальным уравнением выше первого порядка и кроме этого силовые редукторы в составе следящего привода также обладают упругими свойствами [5].

В докладе рассматриваются модели двух параллельно работающих систем стабилизации частоты вращения приводных двигателей. Показываются отличия и находятся условия использования подобной модели для анализа параллельной работы двух следящих приводов на общую нагрузку с упругими перекрестными связями. Обосновывается целесообразность использования метода корневого годографа для анализа устойчивости подобной структуры. Анализ устойчивости и качества проводится в два этапа с использованием пакета Matlab. На первом этапе проводится сравнительный анализ устойчивости параллельного соединения двух систем стабилизации частоты вращения двигателей и двух следящих приводов как объектов управления с различными значениями коэффициента жесткости в модели перекрестных связей. Находятся условия потери устойчивости подобной структуры. На втором этапе анализируется устойчивость замкнутых систем с П- и ПИ-регуляторами, у которых варьируются настройки и задаются различные коэффициенты жесткости, выбранные на первом этапе. Находятся условия устойчивой работы подобных линеаризованных систем и ограничения, накладываемые на величину коэффициента жесткости. Все исследования проводятся как для случая равенства соответствующим

щих параметров параллельно работающих систем, так и для случаев отклонений этих параметров друг от друга.

Литература

1. *Веников В.А.* Переходные электромеханические процессы в электрических системах / В.А. Веников. – 4-е изд., перераб. и доп. – М.: Высшая школа, 1985. – 536 с.

2. *Блейз Е.С., Зимин А.В., Иванов Е.С.* Следящие приводы: Т1: Теория и проектирование следящих приводов. Под ред. Б.К. Чемоданова. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. – 904 с.

3. *Колосов О.С., Подольский Д.С.* Устойчивость и качество параллельно работающих электромеханических систем гарантированного питания // Промышленные АСУ и контроллеры. – 2007. – № 1. – С. 54–56.

4. *Колосов О.С., Лепешкин С.Н., Сухецкий А.П.* Специфика параллельной работы динамических объектов и систем на общую нагрузку // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2010. – № 10. – С. 27–33.

5. Электромеханические силовые мини-приводы для «более электрифицированного» самолета / Под ред. С.Л. Самсоновича. – М.: Изд-во МАИ, 2016.

АЛГОРИТМ ОЦЕНКИ ОШИБОК НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО РЕЛЬЕФУ МЕСТНОСТИ МЕТОДОМ МАКСИМАЛЬНОГО ПРАВДОПОДОБИЯ

Бушуров А.С., Соловьев И.В.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

Рассматривается задача оценивания и коррекции позиционных ошибок инерциальной навигационной системы (ИНС) беспилотного летательного аппарата (БПЛА), а также систематической ошибки барометрического высотомера по измерениям высоты рельефа местности при полете БПЛА над участком поверхности (участком коррекции), цифровая модель которого имеется на борту БПЛА (задача навигации по рельефу местности); при этом высота рельефа

местности определяется как разность показаний барометрического высотомера и радиовысотомера.

В предлагаемом алгоритме используется допущение о постоянстве позиционных ошибок ИНС во время работы алгоритма, что позволяет использовать для их оценок метод максимального правдоподобия (ММП). Для численной реализации ММП производится аппроксимация функции правдоподобия на неподвижной сетке. Поступающие измерения высоты рельефа местности обрабатываются последовательно, одно за другим. При обработке каждого измерения функция правдоподобия уточняется, в результате чего выделяются ее локальные максимумы, а ячейки сетки, в которых значения функции правдоподобия оказываются ниже заданного предела, исключаются из сетки. Оценки координатных ошибок ИНС и элементов соответствующей ковариационной матрицы после обработки каждого измерения вычисляются как средние значения и вторые моменты функции правдоподобия. При этом оценивается также систематическая ошибка барометрического высотомера.

Разработанный рекуррентный алгоритм оценки постоянной ошибки ИНС и систематической ошибки барометрического высотомера по измерениям высоты рельефа местности обладает следующими достоинствами:

- способность работы при произвольном движении БПЛА в пределах участка коррекции;
- возможность получения не только значений оцениваемых позиционных ошибок ИНС, но и соответствующей ковариационной матрицы ошибок оценки;
- алгоритмическая и вычислительная простота по сравнению с алгоритмами, основанными на байесовском подходе, что достигается использованием неподвижной сетки;
- быстрая сходимость; эта особенность разработанного алгоритма позволяет сократить требуемые размеры участка коррекции и, соответственно, сократить требования к памяти бортового вычислителя;

- высокая точность, сравнимая с предельно достижимой точностью для данной карты рельефа, вычисленной с помощью неравенства Крамера-Рао;
- возможность осуществлять полетную калибровку барометрического высотомера.

Перечисленные преимущества позволяют использовать предложенный алгоритм в бортовом программном обеспечении перспективных БПЛА.

О НАВИГАЦИИ ПО АНОМАЛЬНОМУ МАГНИТНОМУ ПОЛЮ ЗЕМЛИ

Гаврикова Н.М., Гаммал А.С.

*г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»
ng062974@gmail.com, gammal@yandex.ru*

Принципы навигации по магнитному полю Земли с использованием компаса известны не менее тысячелетия и в настоящее время все еще продолжают использоваться. Первые способы навигации по магнитному полю Земли (МПЗ) с использованием компаса позволяли приблизительно определять только курс. Значительно позже было обнаружено, что структура МПЗ несколько сложнее, нежели структура приближения магнитным диполем и изменяется со временем. Также достаточно давно было известно, что МПЗ имеет локальные аномалии, которые являются помехой при навигации с использованием компаса.

В начале 60-х годов прошлого века начала активно развиваться автоматическая навигация по аномальным геофизическим полям. Такие системы навигации получили в отечественной литературе название корреляционно-экстремальных навигационных систем (КЭНС) из-за основного принципа их работы: поиск экстремума функционала типа корреляционной функции путем сопоставления наблюдаемого поля с его эталоном. Опубликованные ранее работы (такие как [1,3]) заложили существенную теоретическую базу для

построения корреляционно-экстремальных навигационных систем, использующих магнитное поле, в частности, для определения местоположения объекта, оснащенного соответствующими измерительными устройствами.

Проблема навигации по аномальному магнитному полю Земли (АМПЗ) с использованием алгоритмов КЭНС является актуальной и в настоящее время. Тем не менее даже с учетом наличия упомянутой теоретической базы на текущий момент возникает множество проблем, связанных с практической реализацией систем такого рода: отсутствие централизованных баз картографических материалов; сложность проверки достоверности и актуальности имеющихся картографических материалов; сложность компенсации возмущений от носителя измерителя магнитного поля. Кроме того, в классических алгоритмах КЭНС чаще всего предполагается нормальность «случайного» поля, а также его стационарность и изотропность. Ввиду отсутствия централизованной базы картографических материалов допустимость такого предположения также сложно проверить.

В работе производится краткий обзор упомянутых проблем, связанных с практической реализацией КЭНС по АМПЗ, приводится список найденных открытых источников картографической информации. Произведено сравнение имеющихся моделей АМПЗ между собой и с обработанными результатами съемки МПЗ. Сделан краткий обзор некоторых из возможных способов навигации по АМПЗ, более подробно рассмотрен один из способов. Решается задача о выборе зоны коррекции (ЗК), пригодной для навигации, в зависимости от корреляционных характеристик области. Приведены результаты моделирования для различных регионов.

Литература

1. Белоглазов И.Н., Джанджгава Г.И., Чигин Г.П. Основы навигации по геофизическим полям. – М.: Наука, 1985.
2. Красовский А.А., Белоглазов И.Н., Чигин Г.П. Теория корреляционно-экстремальных систем. – М.: Наука, 1979.

3. *Семевский Р.Б., Аверкиев В.В., Яроцкий В.А.* Специальная магнитометрия. – СПб.: Наука, 2002.

4. *Кузнецов В.Д.* ИЗМИРАН вчера, сегодня, завтра. Успехи физических наук. – Т. 185, 6. – 2015.

5. *Mioara Manda, Monika Korte.* Geomagnetic observations and models. Dordrecht: Springer, 2010.

ЦИФРОВАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ ПД-РЕГУЛЯТОРА ДЛЯ УГЛОВОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ПО КРЕНУ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ОЦЕНКОЙ И КОМПЕНСАЦИЕЙ ВНЕШНЕГО ВОЗМУЩЕНИЯ

Гаммал А.С., Прокопов Б.И.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

probor37@yandex.ru

В [1] предложен способ формирования сигнала угловой стабилизации по крену летательного аппарата с оценкой и компенсацией внешнего возмущения. В качестве устройства для осуществления этого способа использована традиционная непрерывная система управления с двумя обратными связями по углу крена и угловой скорости, дополненная третьей обратной связью по оценке неконтролируемого возмущения, предназначенная для компенсации неконтролируемого возмущения. При этом решена задача о построении алгоритма оценивания неконтролируемого возмущения. Примером такого неконтролируемого возмущения могут служить горизонтальные порывы ветра, турбулентность с заданной спектральной плотностью.

В данной работе исследуется дискретный аналог ПД-регулятора системы управления, аналогичной системе, рассмотренной в [1]. При этом получено описание ПД-регулятора в дискретной форме, проведено моделирование в цифровой системе при различных интервалах квантования и проанализировано его влияние на качество работы контура стабилизации по крену при различных типах неконтролируемых ветровых возмущений.

Литература

1. Патент РФ на изобретение № 2601032, Прокопов Б.И., Попов Б.Н., Пучков А.М., Сеницын С.В., Гаммал А.С. Способ формирования сигнала угловой стабилизации по крену летательного аппарата с оценкой и компенсацией внешнего возмущения и устройство для его осуществления. Дата начала отсчета срока действия патента: 29.09.2015. Опубликовано: 27.10.2016. Бюл. № 30.

2. Гаммал А.С., Прокопов Б.И., Пучков А.М. О компенсации неконтролируемого возмущения в канале крена беспилотного летательного аппарата // Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами: III всероссийская научно-техническая конференция (Москва, 12–14 октября 2015 г.). – М.: МОКБ «Марс», 2015. – С. 35.

СОЗДАНИЕ СИСТЕМЫ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МАЛЫХ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ СРЕДСТВ

Живихин К.А., Киречко М.В., Чистяков В.Ю.

г. Москва, АО «Российские космические системы»

venus005@yandex.ru

В докладе представлен подход к обеспечению безопасного использования малых беспилотных авиационных средств (БАС) БАС ГЛОНАСС на базе инфраструктуры федерального сетевого оператора (ИФСО) в области навигационной деятельности.

Система обеспечения безопасного использования малых беспилотных авиационных систем была выбрана в качестве первоочередной реализации потребительского приложения на базе инфраструктуры ФСО.

В связи с этим в составе инфраструктуры ФСО спроектированы следующие компоненты:

- платформа навигационных приложений,
- платформа комплексных приложений – основа для экосистемы сервисов,

- геоинформационная система,
- использование возможностей виртуального сетевого оператора, предоставляемых инфраструктурой ГАИС ЭРА-ГЛОНАСС.

В настоящее время в мире наблюдается взрывной рост применения БАС в различных видах деятельности. БАС являются одними из самых современных и технологичных объектов. Вместе с тем распространение малых БАС влечет за собой необходимость решения вопросов безопасности.

Для решения указанной задачи создан межотраслевой консорциум путем участия ПАО «Ростелеком», ФГУП «Госкорпорация ОрВД» и АО «Российские космические системы» в совместном предприятии.

Для достижения цели по обеспечению безопасного использования малых БАС необходимо решение 4-х взаимоувязанных задач:

- 1) создание нормативного регулирования использования малых БАС;
- 2) разработка и принятие требований к бортовому оборудованию;
- 3) создание и развитие требуемой инфраструктуры на всей территории страны;
- 4) создание экосистемы сервисов на базе открытой платформы для заинтересованных субъектов рынка.

В докладе подробно рассматриваются подходы к созданию инфраструктуры федерального сетевого оператора в области навигационной деятельности, проводимой в настоящее время АО «Российские космические системы», в части создания и развития требуемой инфраструктуры безопасного использования БАС на всей территории страны, а также экосистемы сервисов на базе открытой платформы для заинтересованных субъектов рынка.

Опытный образец системы, обеспечивающий выполнение базовых функций инфраструктуры ФСО в рамках системы по обеспечению безопасного использования БАС на территории опытного участка на территории Республики Башкортостан, был представлен в этом году на МАКС-2017.

СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

**Зиновьев П.Д., Измайлов-Перкин А.В.,
Кветкин Г.А., Связов А.В.**

*г. Москва, АО «ЦНИИАГ»
cniiaag@cniiaag.ru*

В работе представлены результаты исследований и экспериментов, проводимых в ходе разработки системы автоматической посадки беспилотных летательных аппаратов.

Основной целью проводимой работы является создание комплексной системы, обеспечивающей всепогодную круглосуточную навигацию и автоматическое управление, в том числе посадку, беспилотного летательного аппарата.

Основу навигационного блока системы автоматической посадки составляют радиотехническая система локальной навигации и бесплатформенная инерциальная навигационная система. Радиотехническая система локальной навигации состоит из бортового и наземного сегментов оборудования. Бортовая часть включает в себя радиомодуль-запросчик с антенной, к наземной части относятся переносные опорные навигационные устройства, в состав каждого из которых входят радиомодуль-ответчик и антенна. Бесплатформенная инерциальная навигационная система построена на микроэлектромеханических гироскопах и акселерометрах, которые являются «грубыми» датчиками, в результате чего навигационные параметры и параметры ориентации, получаемые от системы, имеют существенные погрешности. Коррекция информации бесплатформенной инерциальной навигационной системы осуществляется на основании измерений радиотехнической системы локальной навигации в блоке комплексирования. Кроме того, предусмотрен режим коррекции бесплатформенной инерциальной навигационной системы от системы воздушных сигналов.

Комплексная навигационная система обеспечивает определение координат местоположения ЛА с высокой точностью и надежностью, необходимой в том числе при заходе на посадку и посадке беспилотных летательных аппаратов.

Полученные навигационным блоком параметры движения объекта передаются в блок управления, который, в свою очередь, формирует управляющие законы для аэродинамических рулей и силовой установки согласно выбранному режиму. Возможно переключение между автоматическим, полуавтоматическим и ручным режимами управления. Кроме того, предусмотрен контрольно-диспетчерский пункт, который предназначен для отображения информации телеметрии, контроля за состоянием систем беспилотного летательного аппарата, передачи полетного задания и изменения режимов управления дистанционно, а также для организации резервного канала ручного управления.

В работе проводится анализ результатов летных и лабораторных испытаний системы автоматической посадки.

АЛГОРИТМ ПОСТРОЕНИЯ ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ БЕЗДВИГАТЕЛЬНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИЙ НАИБОЛЬШУЮ СКОРОСТЬ ДВИЖЕНИЯ В КОНЕЧНОЙ ТОЧКЕ

Орлов Ю.И., Семашкин В.Е.

г. Тула, АО «КБП»

smtp.iforand@gmail.com

Одним из перспективных направлений развития сверх- и гиперзвуковой техники являются малогабаритные летательные аппараты (ЛА), в которых собственная энергетика преимущественно сконцентрирована в виде кинетической энергии. В таких ЛА стараются уменьшить массу маршевой ступени одновременно с поддержанием возможно малой силы аэродинамического сопротивления. Разгон же ЛА осуществляется на относительно небольшом

промежутке времени на начальном участке времени его полета. Вклад существенной энергии в ЛА, обладающий небольшой массой, позволяет разогнать его до больших скоростей, в том числе до гиперзвуковых.

Таким образом, гонка за скоростью ЛА в этом ключе оборачивается гонкой за массу маршевой части ЛА. Стремление уменьшить массу ЛА приводит к необходимости исключать из его состава элементы, запасающие в себе энергию различного рода. При этом в случае необходимости отбор энергии происходит из кинетической энергии ЛА (например, использование воздушно-динамического рулевого привода или кинетического способа поражения). Таким образом, задача сохранения скорости ЛА, а значит, и его кинетической энергии вплоть до достижения им конечной точки является актуальной.

Основная идея экономии кинетической энергии ЛА заключается в уменьшении силы аэродинамического сопротивления за счет выбора такой траектории его полета, которая проходила бы в как можно менее плотных слоях атмосферы. При этом необходимо учитывать тот факт, что дополнительное маневрирование ЛА приводит также к потере его скорости, а полет в слишком разреженном слое атмосферы вовсе приведет к невозможности совершения необходимого маневра и схода ЛА с опорной траектории. Траекторию, обеспечивающую наибольшую скорость ЛА в конечной точке и удовлетворяющую поставленным ограничениям, будем называть далее оптимальной.

Для нахождения оптимальной траектории используется принцип максимума Понтрягина. За модель рассматриваемой системы принимается упрощенная система уравнений, описывающая движение центра масс ЛА с использованием приведенного угла атаки ЛА. Приведенный угол атаки используется для учета дополнительного аэродинамического сопротивления, вызванного флуктуациями углов тангажа и рысканья ЛА, не учитываемого в модели движения центра масс ЛА.

В результате был получен закон оптимального управления, сопоставляющий необходимый угол атаки с фазовыми координатами основной и сопряженной систем уравнений. Таким образом, для получения частной оптимальной траектории необходимо решить двухточечную краевую задачу общими методами.

Анализ получаемых оптимальных траекторий показал, что в определенной области дальностей до конечной точки оптимальную траекторию можно аппроксимировать траекторией, получаемой т.н. методом наведения «Фи». Метод заключается в наведении на конечную точку с некоторым углом превышения над линией визирования, изменяющимся пропорционально дальности от ЛА до конечной точки вплоть до нуля. Таким образом, в подавляющем числе случаев достаточно ресурсоемкую двухточечную краевую задачу можно заменить простым методом наведения. В остальных случаях (например, полет на дальние расстояния, исследование оптимальной траектории) необходимо решать двухточечную краевую задачу для получения достоверных результатов.

СМЕШАННОЕ УПРАВЛЕНИЕ В БОКОВОМ КАНАЛЕ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

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

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

Рассматриваются вопросы создания интенсивного смешанного управления в боковом канале беспилотного летательного аппарата (БЛА, включающего компоненты аэродинамического управления (АДУ) и компоненты реактивной системы управления (РСУ). При этом делается акцент на формирование реактивного управления при прогнозировании нехватки аэродинамического управления в условиях отработки больших воздействий. Поставленный комплекс задач включает структурно-алгоритмический синтез составных контуров и каналов управления на основе создания расчетных мо-

делей и теоретических обоснований и предпосылок для динамического синтеза.

Проведена идентификация состава и эффективности РСУ для разворотов относительно оси ОУ.

Из постановки задачи и условий рационального расходования ресурса управляемых двигателей (УД) РСУ и топлива формулируется основное положение синтеза контура РСУ: последовательное включение УД производится на основе оценки текущих фазового и динамического состояний контура стабилизации боковой перегрузки. Реализация этого положения призвана обеспечить своевременное подключение управляющих двигателей в целях:

- 1) исключения критичных режимов;
- 2) ограничения функционирования УД в условиях достаточности АДУ.

Сформулированы основные критерии, принятые за основу формирования смешанного управления в целом, по которому проводится обобщенная оценка эффективности функционирования канала РСУ.

Представлены переходные процессы, которые показывают неприемлемые с точки зрения разработанных критериев характеристики при АДУ вследствие развития недопустимых колебательных процессов.

Введение РСУ позволило исключить нежелательные процессы, обусловленные ограниченными возможностями АДУ, и улучшить показатели качества регулирования.

Результатом работы является разработанный принцип смешанного аэрогазодинамического управления с минимизацией расхода топлива.

Литература

1. Бесекерский В.А. Динамический синтез систем автоматического регулирования. – М.: Наука, Физматлит., 1970.
2. Соловей Э.Я., Храпов А.В. Динамика систем наведения управляемых авиабомб – М.: Машиностроение, 2007.

Секция 3

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

МОДЕРНИЗАЦИЯ КОМПЛЕКСА УПРАВЛЯЮЩИХ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ

Аверченков А.С., Вишталь С.Н.

*г. Санкт-Петербург, АО «НИИ командных приборов»
info@niikp.spb.ru*

Комплекс управляющих двигателей-маховиков (КУДМ) входит в систему управления движением (СУД) КА и предназначен для создания управляющих моментов, воздействующих на КА в режимах стабилизации и программных поворотов, посредством электродинамического момента.

В состав КУДМ входят:

- электронный прибор (ЭП) – 1 шт.;
- двигатель-маховик (ДМ) – 4 шт.

В настоящее время АО «НИИ командных приборов» ведет модернизацию изделия «КУДМ Колер-Э», которое было разработано для КА «Монитор-Э» и впоследствии использовалось в составе таких КА, как: «KazSat-2», «Фотон-М», «Спектр-Р», «Аист-2» и др.

В ходе модернизации изделия «КУДМ Колер-Э» были решены проблемы, определяемые использованием ЭКБ импортного производства индустриального исполнения, а также построением электронных схемотехнических решений логического контроллера с использованием «горячего резервирования» с выбором «два из трех».

Основные направления модернизации:

- снижение вероятности сбоев и отказов блока контроллера, согласующего работу изделия с СУД по мультиплексному каналу

обмена (МКО) с блоками управления двигателями (БУД) электро-механической части;

– повышение стойкости изделия к ионизирующему излучению космического пространства.

С целью снижения вероятности возникновения сбоев и отказов блока контроллера в модернизированном ЭП было сделано вместо двойного четырехкратное резервирование, при этом три из четырех каналов блока контроллера находятся в «холодном резерве». Также проведена доработка блока БУД в части передачи ряда логических функций в блок контроллера.

Все электронные блоки, входящие в состав модернизированного КУДМ, выполнены исключительно с применением ЭКБ ОП.

Оценка радиационной стойкости КУДМ для условия эксплуатации на ГСО 15 лет:

1. Максимальная ПД_Σ ЭП под кожухом составляет:

$$\text{ПД}_{\Sigma} = 2,9 * 10^4 \text{ рад.}$$

По результатам расчета коэффициент запаса $K > 3$.

2. Максимальная ПД_Σ ДМ под кожухом составляет:

$$\text{ПД}_{\Sigma} \leq 1,6 * 10^5 \text{ рад.}$$

По результатам расчета коэффициент запаса составляет $K \geq 37,5$.

Основные характеристики изделия «КУДМ Колер-Э» до модернизации и после

Наименование характеристик	До модернизации	После модернизации
Кинетический момент ДМ, Н·м·с	±(18–19,8)	±(20–22)
Максимальный управляющий момент, Н·м	±0,2	Сохраняется
Минимальный управляющий момент, Н·м	0,001	Сохраняется
Габаритные размеры: – ДМ, мм – ЭП, мм	Ø 315x72,5 Ø338x280x230	Сохраняются
Вид обмена по МКО	По ГОСТ Р 52070-2003	
Масса, кг	32	Сохраняется
Срок службы, лет	15	18,5

МОДЕРНИЗИРОВАННЫЙ ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ТОЧНОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОМПЛЕКСА КОМАНДНЫХ ПРИБОРОВ

Азаров С.И., Виноградов Н.Н., Голозин А.А.

г. Санкт-Петербург, АО «НИИ командных приборов»

info@niikp.spb.ru

В докладе рассмотрены вопросы разработки модернизированного программного комплекса по определению точностных параметров (ТП) комплекса командных приборов (ККП), представляющего собой трехосную гиросtabilизированную платформу (ГСП) с установленными на ней тремя гириноинтеграторами линейных ускорений (ГИ), тремя гироблоками (ГБ) и тремя командными датчиками углов (ДК), установленными по осям карданова подвеса ГСП.

В процессе определения ТП на этапе изготовления ККП указанного выше типа наиболее проблемными являются задачи определения скоростей собственного вращения ГСП, обусловленных уходами ГБ, и скоростей принудительного вращения ГСП при подаче управляющих сигналов на датчик моментов ГБ (ДМ ГБ).

Ранее для определения скоростей вращения ГСП использовалась только информация ГИ, с помощью которых определялся накопленный угол за время вращения, что позволяло найти оценку скорости вращения, разделив накопленный угол на время вращения. Однако указанный подход имеет недостаток, заключающийся в том, что составляющая скорости вращения ГСП вокруг вектора ускорения силы тяжести по информации ГИ не может быть оценена, так как изменение положения ГСП вокруг вектора g не влияет на показания ГИ. В существующих алгоритмах и разработанном на их основе ПО расчета точностных характеристик ККП для оценки этих составляющих использовалось либо изменение положения ТГС с помощью поворотного стенда в проверках для определения скоростей принудительного вращения при подаче принудительного

сигнала на ДМ ГБ, либо, если использование информации ГИ принципиально невозможно, при определении скоростей собственного ухода ГБ из-за осевого разбаланса, использовалась ограниченная информация с одного ДК по оси ϑ ТГС в трех дополнительных ориентациях.

В 2016 г. были разработаны алгоритмы, позволяющие использовать информацию со всех ДК по осям ϑ , ψ , φ ТГС во всех ориентациях проверок ККП, что позволило использовать комплексирование информации ГИ и ДК при определении скоростей собственного вращения ГСП и скоростей принудительного вращения ГСП при подаче управляющего сигнала на ДМ ГБ.

По предложенным алгоритмам была разработана модификация программного обеспечения расчета точностных характеристик ККП с учетом комплексирования информации ГИ и ДК.

1. Были разработаны блок-схемы расчета точностных характеристик с учетом комплексирования информации ГИ и ДК.

2. Выбрана среда программирования.

3. Разработано ПО и отлажено на существующих информационных массивах ККП по теме «Бриз-М».

4. Внедрено в программный комплекс расчета точностных характеристик ККП по теме «Бриз-М».

Сравнительный анализ результатов эксплуатации модернизированного и ранее используемого комплексов применительно к задачам определения собственных уходов ГСП и погрешностей принудительного вращения ГСП показал следующее.

Точность определения погрешностей скоростей вращения ГСП при подаче управляющего сигнала на датчик момента ГБ увеличивается \sim в 2 раза.

Достоверность определения составляющих уходов ГБ $\omega_{i_1}^{(v)}$ ($i=1, 2, 3$), $\omega_{i_3}^{(h)}$ повышается путем снижения методических ошибок по уровню до 30% от допустимого диапазона.

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ И МАКЕТНОГО ОБРАЗЦА ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ВОЛНОВОГО ГИРОСКОПА

Ахмедова Е.Р.

г. Москва, ФГБОУ ВО НИУ МЭИ

vanille1@yandex.ru

Управление на больших скоростях требует быстрого и точного реагирования на угловое отклонение объекта от заданного направления. В решении данной задачи актуальны исследования в области гироскопической техники, в частности разработки твердотельного волнового гироскопа (ТВГ), предназначенного для выдачи сигнала, пропорционального скорости поворота основания вокруг какой-либо оси.

Развитие исследований в данной области позволило определить основные конструктивные и математические модели ТВГ, влияние изменений в конструкции чувствительного элемента на масштабный коэффициент, зависимость собственной частоты ТВГ от погрешностей изготовления резонатора (переменная плотность, толщина, анизотропия упругих свойств материала).

Целью данной работы является построение математической модели резонатора, описывающей механические и электромагнитные процессы рассматриваемой электромеханической системы. Для составления уравнений удобным является аппарат аналитической механики, в котором электромагнитные и механические величины, характеризующие систему, фигурируют как формально равноправные и уравнения движения получаются при помощи лагранжева формализма. При составлении уравнений была использована эквивалентная схема для измерения емкости, учитывающая наличие паразитных параметров. Решение и анализ данных уравнений позволяет получить представление о процессах, происходящих в системе.

Разработка макета ТВГ предполагает использование САПР, в котором для каждой детали задаются параметры материалов, габаритные и конструктивные размеры, прорисовка, последующая компоновка и сборка самого изделия.

ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ КМОП ФОТОПРИЕМНИКИ ФОРМАТА 1,3 МЕГАПИКСЕЛЕЙ И БОЛЕЕ С ЯЧЕЙКОЙ РАЗМЕРОМ ОТ 15 ДО 5,5 МКМ

Бородин Д.В., Васильев В.В., Осипов Ю.В.

*г. Мытищи, ООО «РТК Инпекс»; г. Москва, АО «НПП «Пульсар»
rtcinpex@mail.ru; borodin@pulsarnpp.ru*

В докладе представлены результаты разработки и исследования КМОП матричных фотоприемников видимого диапазона форматов 256×256, 1024×1024 ячеек размером 15×15 мкм и 1280×1024 ячеек размером 13×13 мкм. Кадровая частота приемников для полного формата достигает 600 Гц, интегральная чувствительность – до 1000 В/(лк×сек).

Приведены результаты практического использования сверхскоростного (с межкадровым временем до 20 наносекунд) КМОП фотоприемника формата 128×64 ячейки и созданной на его основе камеры.

Приведены результаты разработки и исследования тестовых образцов КМОП фотоприемников с ячейкой размером 5,5×5,5 мкм. В этих приемниках реализована светосигнальная характеристика с тремя перегибами, что позволяет более эффективно использовать динамический диапазон приемника. Получена интегральная чувствительность 80 В/(лк×сек).

Обсуждаются ближайшие перспективы создания отечественного КМОП фотоприемника с ячейкой размером 5,5×5,5 – 6×6 кв.мкм формата 4 и более мегапикселей.

ОДНОСТЕПЕННОЙ ЛАБОРАТОРНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

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

*г. Тула, ФГБОУ ВО «Тульский государственный университет»
age@sau.tsu.tula.ru*

При разработке систем ориентации и навигации часто бывают необходимы экспериментальные исследования используемых инерциальных чувствительных элементов. В частности, требуются исследования поведения датчиков при вращении их с постоянной скоростью относительно одной из осей. Для реализации таких экспериментов разработан специализированный одностепенный лабораторный стенд, внешний вид которого представлен на рис. 1.



Рис. 1. Внешний вид одностепенного стенда

Стенд представляет собой программно-аппаратный комплекс, обеспечивающий заданную угловую скорость вращения исследуемого инерциального чувствительного элемента относительно вертикальной оси стенда, прием, регистрацию и обработку данных эксперимента.

Стенд обеспечивает вращение исследуемого инерциального чувствительного элемента в диапазоне угловых скоростей от $0,1\text{ }^\circ/\text{с}$ до $7200\text{ }^\circ/\text{с}$. Точность измерения угла поворота составляет $0,00036^\circ$ (при скоростях до $1000\text{ }^\circ/\text{с}$). Регистрация параметров эксперимента и данных, полученных с исследуемого блока, осуществляется с интервалом времени 1 мс . Пользовательское программное обеспечение позволяет автоматизировать испытания, визуализацию и обработку результатов.

ПРОГРАММНЫЙ И СТЕНДОВЫЙ МЕТОДЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ НАГРУЗКИ ДЛЯ ПРИВОДА НАВЕДЕНИЯ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ ИЗМЕНЯЮЩЕЙСЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ

Гаврилкин В.К., Горячев О.В.

*г. Тула, ФГБОУ ВО «Тульский государственный университет»
gigo2040@yandex.ru*

При проектировании приводов наведения чаще всего используется энергетическая оценка по максимальному моменту сопротивления, который предположительно должен действовать коротковременно, что не всегда верно, т.к. действие максимального момента может длиться намного дольше, чем предполагалось, или привод оказывается ненагруженным полностью. Первый случай является наиболее опасным, т.к. это может привести к поломке привода наведения. Данная проблема может проявиться при эксплуатации привода в условиях окружающей среды, отличающихся от нормальных условий, например при низких температурах. Поэтому требуется изменить подход к проектированию приводов наведения, используя моделирование нагрузки. В частности, рассматривается пример для исполнительного асинхронного трехфазного двигателя (АТД) при изменении температуры окружающей среды.

Используя современные информационные технологии, можно проанализировать характеристики путем совместного использования стендового моделирования и программного моделирования для изменяющейся температуры окружающей среды. В состав стенда обязательно должны входить: система управления, исполнительный двигатель, механическая передача, имитатор нагрузки, система управления имитатора нагрузки. Для проведения программного моделирования в полной мере по всем параметрам подходит программа Matlab, обладающая большими математическими возможностями. Метод проведения моделирования должен выполняться в следующем порядке:

- 1) моделирование в программе Matlab;

- 2) моделирование с использованием стенда;
- 3) корректировка математической модели с учетом результатов, полученных со стенда;
- 4) изменение в структуре системы управления приводом с учетом информации, полученной при проведенном моделировании.

В результате проведения работ по приведенной выше методике был создан стенд, включающий в себя исполнительный асинхронный трехфазный двигатель, и создана математическая модель в программе Matlab. Результаты моделирования будут использованы в дальнейшем при создании методики проектирования привода с использованием асинхронного трехфазного двигателя в качестве исполнительного.

РАЗРАБОТКА УНИФИЦИРОВАННОГО ЦИФРОВОГО ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ПРИВОДА НА БАЗЕ БЕСКОНТАКТНОГО МОМЕНТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

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

*г. Тула, ФГБОУ ВО «Тульский государственный университет»
age@sau.tsu.tula.ru*

Разработанный привод представляет собой универсальный комплекс, состоящий из микропроцессорной системы управления, силового полупроводникового преобразователя, различных датчиков и исполнительного бесконтактного моментного двигателя. Использование разработанного привода или его элементов позволяет значительно сократить время создания систем управления.

Созданный привод может использовать в качестве исполнительного двух- и трехфазные двигатели серии ДБМ различной мощности (или их аналоги), поддерживаются различные типы датчиков угла (инкрементные и абсолютные энкодеры, потенциометрические, цифровые), возможен выбор алгоритмов коммутации обмоток (скалярные, пространственно-векторная коммутация и т.д.) и законов управления.

В настоящий момент разработанный привод на базе двухфазного бесконтактного моментного двигателя серии ДБМ70 использован в четырех лабораторных стендах различной структуры и назначения.

РАЗРАБОТКА НЕЛИНЕЙНОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ СИСТЕМЫ ПРИВОДА НА ОСНОВЕ ГИБРИДНОГО ШАГОВОГО ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ

Горячев О.В., Степочкин А.О.

*г. Тула, ФГБОУ ВО «Тульский государственный университет»
s.a.o.1984@yandex.ru*

Объектом исследования является шаговый двигатель гибридного типа в составе системы привода.

Цель исследования:

Разработка нелинейной математической модели шагового двигателя и элементов системы привода, учитывающей резонансные явления и влияние нежесткой инерционной нагрузки.

Задачи исследования:

1. Анализ характеристик и конструктивных особенностей гибридного шагового двигателя на основе заданных паспортных данных, сборочных чертежей, схемы подключения обмоток.
2. Исследование характеристик двигателя с помощью экспериментального стенда.
3. Анализ существующих математических моделей двигателя и расчет параметров указанных моделей на основе известных данных.
4. Анализ и математическое описание силовой системы привода.
5. Выполнение численного моделирования системы привода с помощью одной из существующих моделей и анализ полученных результатов.

6. Формулировка необходимости формирования уточненной нелинейной математической модели двигателя в составе системы привода исходя из анализа недостатков рассмотренной модели.

7. Формирование системы допущений для построения уточненной математической модели двигателя.

8. Разработка схемы замещения магнитной системы двигателя.

9. Разработка нелинейной математической модели двигателя с учетом конструктивных особенностей машины, выполнение моделирования работы системы привода и анализ полученных результатов.

10. Сравнительный анализ результатов моделирования и экспериментальных характеристик и формирование требований для доработки модели.

11. Расчет резонансных явлений в двигателе. Анализ факторов, влияющих на возникновение резонанса. Формирование предложений по предотвращению резонансных явлений в машине.

В соответствии с задачами исследования в докладе последовательно рассмотрены применяемые на каждом этапе методики и рекомендации, по каждому из разделов сформулированы соответствующие выводы.

Разработанная нелинейная математическая модель шагового двигателя в составе системы привода устанавливает непосредственную связь между его конструктивными параметрами и выходными характеристиками и может быть использована в задачах анализа и синтеза систем различного назначения.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПУСКОМ ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКОГО ПРИВОДА В УСЛОВИЯХ АВТОНОМНОЙ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ПОДВИЖНОГО ОБЪЕКТА С ЭЛЕМЕНТАМИ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА

Горячев О.В., Шигин И.А.

г. Тула, ФГБОУ ВО «Тульский государственный университет»

i.tula999@yandex.ru

В качестве приводного механизма электрогидравлического привода (ЭГП) широкое применение нашел асинхронный трехфазный электродвигатель (АТД) с короткозамкнутым ротором (КЗ). Это вызвано рядом причин: простота конструкции, надежность эксплуатации, отсутствие щеточно-коллекторного узла.

В то же время для обеспечения работы в движении и на удаленных позициях электропитание подвижных объектов специального назначения осуществляется от собственной системы электропитания (СЭП). СЭП подвижного объекта является источником силового напряжения ограниченной мощности и ограничивается десятками киловатт.

Применение АТД, мощность которых соизмерима с мощностью системы электропитания, приводит к нарушению работы СЭП при нормальных с точки зрения эксплуатации режимах функционирования АТД, например при штатных прямых пусках АТД, во время которых они составляют основную часть нагрузки системы. Возникающие при прямом пуске броски тока приводят к большому мгновенному потреблению энергии, вызывающему провалы напряжения на первичном источнике питания, а после разгона АТД – резкий скачок напряжения.

Уменьшить влияние в процессе пуска приводного двигателя ЭГП на качество выходного напряжения системы электропитания можно с помощью устройств «плавного пуска», которые позволяют снизить абсолютные величины провалов напряжения, распределив дополнительную нагрузку во времени, при этом уменьшив ток в обмотках АТД до номинального. Однако время вывода на режим

ЭГП ограничено. Данное условие не всегда позволяет обеспечивать пуск АТД с номинальными токами за заданное время. Особенно критичным является работа при температуре окружающей среды, близкой к предельно низкой рабочей температуре. Решить задачу и обеспечить пуск АТД за заданное время с минимально возможными токами в обмотках АТД и минимальными провалами напряжения первичного источника питания возможно с применением систем с элементами искусственного интеллекта.

**КОНЦЕПЦИЯ И РАЗРАБОТКА УНИФИЦИРОВАННЫХ
ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫХ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНО-
АСТРОСПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ СРЕДСТВАМИ
ВЫВЕДЕНИЯ НА ОСНОВЕ ТЕХНОЛОГИИ ИНТЕРВАЛЬНО-
ДИНАМИЧЕСКОГО ОЦЕНИВАНИЯ И ИДЕНТИФИКАЦИИ**

Дишель В.Д., Межирицкий Е.Л., Сапожников А.И., Соколова Н.В.

г. Москва, ФГУП НИЦАП

vddishel@list.ru

Излагаются принципы построения измерительно-навигационного ядра (ИНЯ) высокоточных интегрированных систем управления (СУ), состояние разработки и перспективы применения его на объектах ракетно-космической техники (РКТ) нового поколения.

Решение измерительно-навигационных задач в СУ средствами выведения (СВ), такими как РН «Ангара-А5П», новые РН среднего и сверхтяжелого классов, целесообразно, как показал анализ, осуществлять на основе аппаратно-программной интеграции измерительно-избыточного бесплатформенного инерциального блока (РБИБ) и бортовой резервированной аппаратуры спутниковой навигации (АСН).

Обуславливается это необходимостью доставки на орбиту, в числе прочих, пилотируемого корабля с вытекающим отсюда ужесточением требований к отказоустойчивости функционирования СУ СВ.

Обоснованность перехода на СУ на основе БИНС следует из опыта разработки и эксплуатации интегрированных СУ в существующих ракетно-космических комплексах, где он нашел отражение в успешном выполнении уже почти пятидесяти миссий выведения. Успешность их во многом является следствием разработки в НППАП уникальной технологии аппаратно-информационной интеграции инерциальных/неинерциальных навигационных систем.

В основе технологии – концепция соединения метода динамической (рекуррентной) фильтрации с интервальным принципом формирования оценки, причем таким образом, что увеличение периодичности обновления оценок не приводит к дополнительным погрешностям выполнения целевых задач управления. Технология позволила соединить высокую точность обновляемых навигационных решений с гарантированной достоверностью каждого навигационного решения, поступающего в контур наведения. Данные на входе в фильтр становятся адекватными допущениям теории оптимальной фильтрации, причем даже когда среди первичных имеются измерения, засоренные произвольными по структуре, градиентам и величине ошибками. Данные результаты докладывались на III конференции, проведенной МОКБ «Марс» в 2015 г.

Создаваемая БИНС, основу которой составляет РБИБ, содержит шесть измерителей каждого типа. Взаимная ориентация измерительных осей (ИО) одного типа строится на базе фигуры додекаэдра. Додекаэдр акселерометров развернут относительно связанной системы координат объекта, а соответственно, и системы координат ДУСов.

Разворот выбран так, что в течение всего полета проекции измеряемого ускорения на ИО трех акселерометров остаются приблизительно равными между собой и соизмеримыми величине измеряемого вектора. Это способствует улучшению наблюдаемости параметров модели ошибок акселерометров, точности идентификации их в полете, а в конечном счете – точности счисления инерциальной траектории.

Разработанное для РБИБ и реализованное в БВК математическое обеспечение позволяет парировать неисправности в двух из-

мерителях каждого типа и формировать при этом корректные значения входных векторов. По надежности РБИБ с данным МО эквивалентен 6-ти ГСП.

К сложным задачам, решаемым для БИНС впервые, относятся:

– Начальная привязка БИНС. Решение ее на старте затруднено значительными плохо прогнозируемыми качаниями корпуса объекта.

– Обеспечение высокой точности навигационных данных и параметров ориентации уже на ранней стадии полета (до отделения первой ступени). Обусловлено это на порядок более низкой точностью азимутальной привязки БИНС по сравнению с традиционными СУ с ГСП.

Эффективные решения их были найдены также на основе интервально-динамического метода. Представленное построение ИНЯ обладает максимальной унификацией. Оно полностью отвечает современным требованиям по точности, информационной надежности, отказоустойчивости, приспособляемости к разным условиям полета.

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ ВОЛНЫ В НЕОДНОРОДНОЙ ПЛАЗМЕННОЙ СРЕДЕ

Дризе А.Д.¹, Конов К.И.²

г. Москва, АО НПО «ЛЭМЗ»¹, НИУ ВШЭ²

konov.k.i@gmail.com

В настоящее время одной из прикладных задач радиолокации является пеленг и передача управляющего сигнала при условии искажения сигнала. Рассмотрим процессы рассеяния и распространения радиоволны в атмосферном следе ракеты, формируемом после ее старта.

После запуска ракеты на некоторое время в атмосфере остается плазменный след ракеты. Радиоволна при прохождении через плазменный след искажается определенным образом, зависимым

от частоты радиоволны и от собственной частоты плазмы, которая в общем случае является функцией, зависящей от трех координат. Такой эффект может сделать след непрозрачным для радиолокационного оборудования.

Подобные явления приводят к искажениям радиолокационных сигналов при их распространении. Схожие проблемы возникают при распространении сигнала управления и телеметрии с борта ракеты на активном участке траектории.

Таким образом, представляет интерес моделирование прохождения электромагнитной волны через плазменный след ракетного двигателя. Для решения этой задачи разработан специальный алгоритм и реализована численная процедура на языке C++ в среде разработки в программном пакете RAD Studio XE.

Расчеты проводятся в геометрикооптическом приближении, что является допустимым в задачах, когда длина волны распространяющегося электромагнитного излучения много меньше линейных неоднородностей геометрии среды, в которой происходит распространение волны. Геометрооптический подход в данном случае представляется наиболее эффективным с точки зрения повышения скорости вычислений в задачах с большими геометрическими размерами [1]. В таком случае решение системы уравнений Максвелла в частных производных эквивалентно решению системы обыкновенных дифференциальных уравнений третьего порядка, которая в конечных разностях выглядит следующим образом [2, 3]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\Delta p_x}{\Delta x} = \frac{1}{2} \frac{dn^2}{dx}, \quad \frac{\Delta p_y}{\Delta y} = \frac{1}{2} \frac{dn^2}{dy}, \quad \frac{\Delta p_z}{\Delta z} = \frac{1}{2} \frac{dn^2}{dz}, \\ \frac{\Delta p_x}{\Delta y} = \frac{1}{2} \frac{dn^2}{dy}, \quad \frac{\Delta p_y}{\Delta z} = \frac{1}{2} \frac{dn^2}{dz}, \quad \frac{\Delta p_z}{\Delta x} = \frac{1}{2} \frac{dn^2}{dx}, \\ \varepsilon(x, y, z) = n^2(x, y, z) = p_x^2 + p_y^2 + p_z^2 \end{array} \right. \quad (1)$$

Для решения системы уравнений (1) применяется метод [1], позволяющий проводить расчеты с максимальным шагом сетки при заданном значении погрешности на каждом шаге интегрирования.

Была создана программа, позволяющая проводить численное моделирование траекторий лучей. Проведено тестирование программы на задачах с известными аналитическими решениями, по результатам которого установлено, что при шаге сетки $d < 10^{-5}$ ошибка составляет менее 0,1%.

Литература

1. *Климов К.Н., Перфильев В.В., Годин А.С.* Электродинамический анализ неоднородных сред во временной области: моногр. Saarbrücken: Lambert Academic Publishing, 2012. – 140 с.
2. *Перфильев В.В., Степанов Е.С., Климов К.Н.* Методика выбора переменной интегрирования при численном построении траекторий лучей в неоднородных диэлектрических средах / Радиотехника и электроника. – 2016. – Том 61, – № 12, – С. 1184–1189.
3. *Климов К.Н., Фирсов-Шибяев Д.О., Гежа Д.С.* Метод импедансного анализа электромагнитного пространства: моногр. Saarbrücken: Lambert Academic Publishing, 2013. – 115 с.

ФОРМИРОВАНИЕ АЛГОРИТМИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

**Клычников В.В., Неусыпин К.А., Пролетарский А.В.,
Селезнева М.С.**

*г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
Chelovek760@gmail.com*

Эффективность применения современных многофункциональных космических летательных аппаратов (КЛА) определяется не только их техническими характеристиками, но и возможностями бортового оборудования по информационному обеспечению целевых действий [1].

Точность измерений параметров КЛА зависит от условий эксплуатации, конструктивных особенностей измерительных систем и их алгоритмического обеспечения. Алгоритмическое обеспечение измерительных систем КЛА включает алгоритмы оценивания, управления, прогнозирования и комплексирования. Обычно при разработке алгоритмического обеспечения ИК и систем управления предполагается, что порядок модели и ее структура известны. В действительности порядок реальных объектов в ряде случаев точно неизвестен. Применение системного синтеза в КЛА позволяет упростить реализацию алгоритмического обеспечения и повысить точность навигационных определений. Системный синтез использован для определения структуры ИК и состава вектора состояния математических моделей, применяемых в алгоритмическом обеспечении [2]. На этапе проектирования ИК с помощью ансамбля критериев селекции и априорной информации об исследуемых процессах отбираются ключевые параметры и определяются архитектура ИК, а также модели алгоритмического обеспечения. Однако в процессе функционирования ИК ЛА внешние возмущения и собственное состояние ИК могут существенно изменяться [3, 4]. Поэтому ключевые параметры уже неадекватно отражают реальные процессы.

Для построения моделей алгоритмического обеспечения ИК КЛА используются эволюционные алгоритмы, например алгоритмы самоорганизации [5].

Использование на этапе селекции степеней наблюдаемости позволяет строить модели с улучшенными качественными характеристиками. Модели строятся при помощи алгоритма самоорганизации, который позволяет автоматически выделять наиболее значимые временные состояния, используемые в формируемой модели.

Полученную математическую модель используют в алгоритме оценивания для определения состояния исследуемой системы, а также в ансамбле критериев селекции.

Литература

1. *Джанджгава Г.И., Бабиченко А.В., Пролетарский А.В., Неусыпин К.А.* Разработка алгоритма построения моделей для коррекции навигационных систем в автономном режиме // *Авиакосмическое приборостроение.* – 2015. – № 8. – С. 30–38.
2. *Пролетарский А.В.* Концепция системного синтеза динамических объектов // *Автоматизация и современные технологии.* – 2007. – № 8. – С. 28–33.
3. *Селезнева М.С., Шэнь Кай, Пролетарский А.В., Неусыпин К.А.* Динамический системный синтез алгоритмического обеспечения навигационных комплексов летательных аппаратов // *Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика.* – 2017. – № 2. – С. 36–42.
4. *Селезнева М.С., Неусыпин К.А.* Разработка измерительного комплекса с интеллектуальной компонентой // *Измерительная техника.* – 2016. – № 9. – С. 10–14.
5. *Ивахненко А.Г., Мюллер Й.Я.* Самоорганизация прогнозирующих моделей. – Киев: Техника, 1985.

АЛГОРИТМИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ КОРРЕКЦИИ АВТОНОМНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Клычников В.В., Пролетарский А.В., Селезнева М.С.

*г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
Chelovek760@gmail.com*

Для определения навигационных параметров возвращающегося в атмосферу космического летательного аппарата (КЛА) используются инерциальная навигационная система (ИНС) и спутниковые навигационные системы (СНС). Комплексование ИНС и СНС позволяет существенно повысить точность навигационных определений КЛА [1, 2, 3].

Компенсировать ошибки ИНС необходимо в двух режимах:

- 1) режим совместной работы ИНС и СНС;
- 2) режимы кратковременного и длительного отсутствия сигнала от СНС.

При потере информационного контакта с СНС используется алгоритмическая коррекция ИНС с помощью алгоритмов прогноза ее погрешностей [4, 5].

Возможность прогнозирования без учета некоторых определяющих факторов объясняется тем, что в сложных системах факторы коррелированы между собой, следовательно, измерение одного фактора содержит информацию о других факторах, связанных с измеряемым [6].

Методологической основой использования подхода самоорганизации для прогнозирования, а именно для построения моделей, является допущение о том, что исчерпывающая информация, характеризующая динамику исследуемого объекта, содержится в измерениях (таблице наблюдений, выборке данных) и в ансамбле критериев селекции моделей [7, 8, 9].

В условиях исчезновения сигналов СНС использовать алгоритм оценивания для коррекции навигационной информации не представляется возможным. Поэтому для коррекции используют алгоритмы прогноза. Предложено осуществлять построение прогнозирующей модели в схеме коррекции с помощью линейного тренда и метода самоорганизации. Выбор модели осуществляется релейно в зависимости от длительности окна пропадания сигнала.

Литература

1. Пролетарский А.В., Неусытин К.А., Кэ Фан, Ким Чжэсу. Методы коррекции навигационных систем беспилотных летательных аппаратов // Автоматизация и современные технологии. – 2013. – № 2. – С. 30–34.
2. Неусытин К.А., Пролетарский А.В., Власов С.В. Метод повышения точности автономных навигационных систем // Автоматизация и современные технологии. – 2011. – № 2. – С. 14–18.
3. Буй Ван Кыонг, Неусытин К.А. Алгоритмический способ повышения точности навигационных систем // Автоматизация. Современные технологии. – 2005. – № 7. – С. 11–14.
4. Неусытин К.А., Шелухина Н.А. Коррекция навигационной информации посредством нелинейного фильтра Калмана // Автоматизация. Современные технологии. – 2000. – № 4. – С. 21–24.

5. Джанджгава Г.И., Бабиченко А.В., Пролетарский А.В., Неусытин К.А. Разработка алгоритма построения моделей для коррекции навигационных систем в автономном режиме // *Авиакосмическое приборостроение*. – 2015. – № 8. – С. 30–38.

6. Салычев О.С., Лукьянов В.В. Долговременный прогноз выходных ошибок инерциальной навигационной системы // *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*. – 1992. – № 1. – С. 30–37.

7. Ивахненко А.Г., Мюллер Й.Я. Самоорганизация прогнозирующих моделей. – Киев: Техника, 1985. – 223 с.

8. Неусытин К.А. Разработка модифицированных алгоритмов самоорганизации для коррекции навигационной информации // *Автоматизация и современные технологии*. – 2009. – № 1. – С. 37–39.

9. Пролетарский А.В., Неусытин К.А. Разработка редуцированного алгоритма самоорганизации для коррекции навигационных систем // *Научное обозрение*. – 2013. – № 9. – С. 333–447.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЦИФРОВОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ АВТОКОЛЕБАТЕЛЬНЫМ РУЛЕВЫМ ПРИВОДОМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Козырь А.В., Феофилов С.В.

г. Тула, ФГБОУ ВО «Тульский государственный университет»

Kozyr_A_V@mail.ru

Релейные автоколебательные приводы нашли широкое применение в высокоточной технике, в частности в управляющих системах летательных аппаратов. Высокая надежность и динамические показатели усилителей мощности, работающих в ключевом режиме, позволяют использовать их в управляющих системах высокоскоростных беспилотных летательных аппаратов. К таким системам относится воздушно-динамический рулевой привод [1]. Конструктивная реализация таких пневматических систем позволяет исключить из состава летательного аппарата бортовой газовой источник питания. Однако использование энергии набегающего потока воздуха, а также специфическая конструктивная реализация таких систем, приводят к рассмотрению нелинейной математиче-

ской модели динамики привода, содержащей разрывные нелинейности [2] и нестационарные параметры, изменяющиеся на несколько порядков в режиме полета. Применение релейной автоколебательной системы управления (PCY) во многом позволяет нивелировать влияние нестационарности объекта управления.

Несмотря на то, что PCY в настоящее время в основном реализуются в цифровом виде, их анализ, разработка корректирующих устройств, оценка показателей качества обычно выполняются в непрерывном времени без учета дискретизации сигналов по времени и уровню. Достоверность результатов проектирования дискретных PCY по непрерывной модели обычно подтверждается при высоких частотах дискретизации, однако обеспечить такую частоту на практике не всегда целесообразно или возможно. В настоящей работе делается попытка установить точную зависимость качественных показателей системы от параметров дискретизации.

В настоящей работе рассматриваются PCY с линейным устойчивым дискретным объектом управления. Структурная схема для случая непрерывных систем приведена на рисунке.

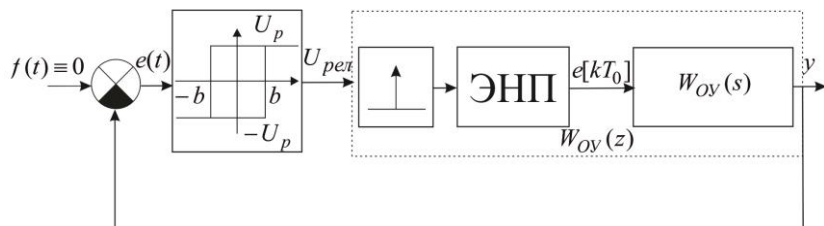


Рис 1. Дискретная модель PCY

В работе предлагается метод определения параметров автоколебаний в PCY с дискретным ОУ. Отличительная особенность исследования предельного цикла в дискретных PCY от непрерывных состоит в том, что в импульсных PCY состояние системы на выходе ОУ может не принадлежать поверхности переключения, а находиться в некоторой окрестности. Таким образом, в релейно-импульсных системах может существовать множество устойчивых предельных циклов.

В работе описан алгоритм поиска всех возможных периодических движений, возникающих в цифровых автоколебательных РСУ. Показано, что процессы, протекающие в таких системах, могут существенно отличаться от непрерывного случая. При проектировании автоколебательной РСУ в непрерывном времени и последующем переходе к дискретной модели необходимо учитывать влияние дискретизации. Предложенный метод основывается на методе фазового годографа [2]. Разработанная методика позволяет оценить влияние дискретизации на параметры автоколебаний РСУ.

Литература

1. Гусев А.В., Никаноров А.Б. Воздушно-динамический рулевой привод пропорционального управления в ракетах с транзвуковыми скоростями полета // Изв. ТулГУ. Техн. науки. – 2016. – № 2. – С. 61–71.
2. Фалдин Н.В., Феофилов С.В. Исследование периодических движений в релейных системах, содержащих звенья с ограничениями // Изв. РАН. ТиСУ. – 2007. – № 2. – С. 15–27.

КОРРЕКЦИЯ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СПУТНИКОВОЙ РАДИОНАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ В УСЛОВИЯХ АНОМАЛЬНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Неусыпин К.А., Нгуен Д.Т., Селезнева М.С.

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

Chelovek760@gmail.com

Исследованы алгоритмические способы коррекции навигационной информации летательного аппарата [1, 2]. Определение навигационных параметров различных динамических объектов осуществляется с помощью измерительных систем и комплексов. На современном этапе развития измерительной техники наиболее точными измерительными системами являются инерциальная навигационная система (ИНС) и спутниковые навигационные системы (СНС) ГЛОНАСС и GPS. Измерительные системы имеют разнообразные погрешности, поэтому для повышения точности

навигационных параметров КЛА применяют различные схемы алгоритмической коррекции, которые предполагают совместную обработку сигналов ИНС и СНС.

Для исключения аномальных измерений используют адаптивные фильтры Калмана медианный фильтр, процедуру Тьюки 53Х, алгоритм скользящего среднего, методы имитационного моделирования [3].

При функционировании алгоритма оценивания встречаются случаи, когда измерения аномальны. Аномальные измерения существенно превышают по уровню измерения информационной выборки [4, 5].

Повысить точность оценивания возможно с помощью не исключения аномальных измерений из процесса формирования оценки, а путем ограничения аномальных измерений. В случае когда критерий сигнализирует о появлении аномального измерения, предлагается использовать вместо обновляемой последовательности ее ограниченное значение [6].

Для коррекции на каждом шаге, в котором выявлено аномальное измерение, используется не обновляемая последовательность, а ее теоретически предсказанное значение, увеличенное до критического уровня. Критический уровень характеризует измерения – позволяет определить, является ли измерение аномальным или нет.

Литература

1. *Неусыпин К.А., Пролетарский А.В., Власов С.В.* Алгоритмические способы повышения точности автономных навигационных систем.// Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления. –2010. – № 3. – С. 68–74.

2. *Буй Ван Кыонг, Неусыпин К.А.* Алгоритмический способ повышения точности навигационных систем // Автоматизация. Современные технологии. – 2005. – № 7. –С. 11–14.

3. *Микешина Н.Г.* Выявление и исключение аномальных значений. / Н.Г. Микешина // Заводская лаборатория. – 1966. – № 3. – С. 310–318.

4. *Пролетарский А.В., Неусыпин К.А., Кэ Фан, Ким Чжэсу.* Методы коррекции навигационных систем беспилотных летательных аппаратов // Автоматизация и современные технологии. – 2013. – № 2. – С. 30–34.

5. *Неусытин К.А., Лукьянов В.В., Нгуен Динь Тхай.* Разработка алгоритма коррекции инерциальной навигационной системы в условиях аномальных измерений // *Авиакосмическое приборостроение.* – 2015. – № 11. – С. 21–26.

6. *Тяпкин В.Н.* Методы определения навигационных параметров подвижных средств с использованием спутниковой радионавигационной системы ГЛОНАСС: монография / В.Н. Тяпкин, Е.Н. Гарин. – Красноярск: Сиб. федер. ун-т, 2012. – 260 с.

МЕТОД ВЕКТОРНОГО СОГЛАСОВАНИЯ ПРИ МНОГОЭТАПНОЙ ВЫСТАВКЕ БОРТОВОЙ БИНС БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НАЗЕМНОГО БАЗИРОВАНИЯ

Растворов А.Ю., Сутурин А.С., Шаповалов А.Б.

г. Москва, АО «ЦНИИАГ»

cniiag@cniiag.ru

Рассматривается методология азимутальной выставки бортовой БИНС беспилотного ЛА наземного базирования безыллюминаторного исполнения, многорежимная система управления которого должна обладать возможностью функционирования по информации, доставляемой автономными навигационными датчиками и спутниковой радионавигационной системой (СРНС), в режимах автономного инерциального и интегрированного управлений.

Объектом исследования является информационно-измерительный комплекс ориентации и навигации (ИИКОН) системы управления мобильного пускового комплекса, включающий одометрическо-спутниковую систему навигации в составе одометрического датчика, наземной БИНС (НБИНС) и наземной навигационной аппаратуры потребителя (ННАП) СРНС, бортовую БИНС (ББИНС) и бортовую навигационную аппаратуру потребителя (БНАП).

Концептуальная модель исследования предполагает:

1. Установку НБИНС на направляющую пусковой установки.

2. Определение азимута базового направления ББИНС в виде суммы азимута базового направления НБИНС и азимутального рассогласования базовых направлений НБИНС и ББИНС.

3. Уточнение азимута ББИНС в полете ЛА с помощью СРНС в интегрированном режиме ИИКОН.

4. Комплексное решение задачи выставки, основанное на обработке всей навигационной информации, доставляемой датчиками ИИКОН.

5. Многоэтапное решение задачи азимутальной выставки ББИНС по трем следующим частным методикам:

- азимутальной выставки НБИНС согласованием двух неколлинеарных векторов на исходной и стартовой (СП) позициях;
- азимутальной выставки ББИНС с помощью НБИНС согласованием вектора угловой скорости подъема направляющей на СП;
- довыставки ББИНС при интеграции с СРНС согласованием вектора кажущегося ускорения или интеграла от него в полете.

Подробно рассмотрена каждая из перечисленных методик применительно к автономному и комплексированному режиму навигации ЛА, приведены результаты моделирования и выданы рекомендации по применению.

СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ КОРРЕЛЯЦИОННЫХ СИСТЕМ НАВИГАЦИИ ПО ГЕОФИЗИЧЕСКИМ ПОЛЯМ

Соломатин И.И.

г. Москва, АО «ЦНИИАГ»

Solomatin.I.I@cniia.ru

Одной из важнейших характеристик современных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) является способность в нужное время прибыть (доставить груз) в заданную точку с требуемой точностью вне зависимости от внешних условий. Для выполнения этой задачи на борту необходимо иметь систему навигации, рабо-

тающую автономно, т.е. независимо от внешних систем (в т.ч. систем спутниковой навигации). Такая система обеспечивает точное определение текущих координат и, при необходимости, коррекцию параметров бортовой (инерциальной) системы управления (БСУ).

В настоящее время наиболее отработаны и хорошо себя зарекомендовали автономные системы навигации по геофизическим полям (ГФП), в т.ч. по виду местности, над которой пролетает БПЛА.

По сравнению с первыми разработками, появившимися в 70-х – 80-х годах прошлого века (прежде всего, рельефометрическими), подобные системы подверглись значительным изменениям. Используются новые ГФП и значительно усовершенствованы алгоритмы. На данный момент и на среднесрочную перспективу наилучшие результаты показывают системы, использующие оптический контраст местности в видимом диапазоне. Благодаря высокой информативности оптического изображения навигация может быть обеспечена практически над любой, в т.ч. безориентирной, местностью (за исключением водной поверхности). Используемые алгоритмы являются развитием корреляционно-экстремальных методов, использовавших информацию только о главных максимумах взаимной корреляционной функции (ВКФ). Современные системы способны проследивать траекторию БПЛА, основываясь на глубоком анализе взаимного расположения максимумов ВКФ, а не их величин. За счет этого такие системы могут работать при значительной декорреляции текущего и эталонного изображений, когда величины максимумов ВКФ не превышают уровня шумов.

В числе перспективных направлений дальнейшего развития систем навигации БПЛА можно отметить:

- переход от выдачи точечных (разовых) коррекций в БСУ к постоянному обновлению текущего положения;
- комплексирование навигации по различным ГФП, в т.ч. по трехмерным цифровым моделям поверхности (ЦМП), включающим, кроме рельефа, высоты различных строений;
- использование в качестве эталонной информации о местности нескольких снимков, полученных в разных сезонных условиях.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ПЕРСПЕКТИВНОГО БЛОКА РУЛЕВЫХ ЭЛЕКТРОПРИВОДОВ УПРАВЛЯЕМОЙ РАКЕТЫ

Степанов В.С.

г. Москва, МАИ

stevilen@mail.ru

В 2014–16 годах АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение» проводилась НИР по проектированию малогабаритного авиационного средства поражения (МАСП). Блок рулевых электрических приводов (БРП) для МАСП разрабатывался кафедрой № 702 «Системы приводов авиационно-космической техники» Московского авиационного института. Разработанный БРП в калибре (диаметре) 200 мм с внутренним отверстием для газохода твердотопливного ракетного двигателя содержит четыре независимых электромеханизма, блок источников электрической энергии (четыре тепловых химических источника тока разработки АО «НПП «КВАНТ») и блок управления приводами (БУП).

БРП изготовлен АО «Мичуринский завод «Прогресс». Внешний вид БРП показан на рис. 1.



Рис. 1. Внешний вид БРП

БУП реализован на базе микроконтроллера 1986ВЕ1Т производства ЗАО «ПКК Миландр» и обеспечивает самотестирование БРП, пропорционально-интегральное (ПИ) управление четырьмя электромеханизмами и информационное взаимодействие с системой управления полетом МАСП при помощи цифрового магистрального последовательного интерфейса ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553B).

Электромеханизм состоит из электродвигателя ДП-32-Л1 производства АО «ЛЕПСЕ», механической передачи, потенциометра позиционной обратной связи СП5-21А-1-470 и механизма арретирования. Механическая передача содержит зубчатые цилиндрические передачи и волновую передачу с телами качения. Передаточное число от электродвигателя до выходного вала 147,3, от потенциометра до выходного вала 3,46.

Результаты экспериментального определения моментно-скоростных характеристик шести изготовленных электромеханизмов приведены на рис. 2.

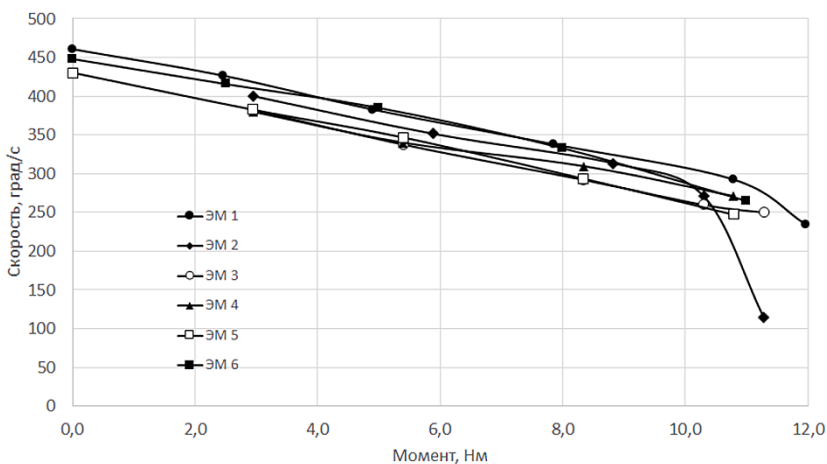


Рис. 2. Экспериментальные моментно-скоростные характеристики электромеханизмов

При испытаниях электродвигатель подключается к лабораторному источнику регулируемого напряжения с установленным

напряжением 27 В. На выходной вал крепится барабан с тросом, на который вешаются грузы разных номиналов. Таким образом, создается постоянная величина момента нагрузки на выходном валу электромеханизма. При помощи осциллографа определяется время, соответствующее полному обороту потенциометра, которое пересчитывается в скорость вращения вала электромеханизма.

В результате испытаний подтверждены требуемые моментно-скоростные характеристики электромеханизмов: скорость без нагрузки – не ниже 400 град/с, при моменте нагрузки 10 Нм – не ниже 250 град/с.

Используемый лабораторный источник напряжения не позволил определить максимальные развиваемые моменты, т.к. напряжение источника проседало при превышении силой тока значения 5,5 А.

Секция 4

ЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА АДАПТАЦИИ ИМИТАЦИОННОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАЗГОННОГО БЛОКА «БРИЗ-М» К ЗАПУСКАМ РАЗЛИЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Апасов Д.В.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

den_apas@land.ru

Имитационное программное обеспечение (ИПО) разгонного блока (РБ) «Бриз-М» представляет собой уравнения движения и сопутствующих возмущений, записанные в виде программы. Процесс адаптации заключается в том, чтобы задать для этой программы:

- начальные условия моделирования;
- параметры и коэффициенты уравнений.

Параметры и коэффициенты уравнений движения и возмущений представлены в динамической схеме РБ. Самыми многочисленными являются данные для расчета колебаний жидкости в топливных баках: около 100 таблиц с данными, в каждой таблице – от 50 до 100 строк.

Для сокращения сроков адаптации ИПО РБ «Бриз-М» на этапе разработки принято решение считывать данные из текстовых файлов, а не задавать непосредственно в тексте программ ИПО. Для правильного чтения важно определить формат представления данных в текстовом файле.

В процессе адаптаций ИПО под различные КА возникали вопросы и проблемы при считывании данных из текстового файла, например:

- в зависимости от КА меняется количество строк в таблицах данных, соответственно, возник вопрос о размере массива под считываемые данные в тексте программы;
- некорректное чтение числа, если вместо определенной форматом для текстового файла точки для разделения десятичной и дробной части стоит запятая;
- некорректное чтение и пропуск символов разделения чисел (пробел, табуляция), символа новой строки;
- длина строки превышает заданное в программе допустимое количество символов;
- некорректное чтение и пропуск строк-разделителей таблиц, если несколько таблиц находятся в одном текстовом файле.

Для решения и предупреждения перечисленных проблем введена контрольная печать считываемых данных. Для минимизации возможности внесения ошибок в текст программ ИПО программы сделаны универсальными в части чтения исходных данных моделирования. Перечисленные меры позволили значительно сократить срок адаптации ИПО РБ под запуск различных КА.

ПОСТРОЕНИЕ АЛГОРИТМОВ СИСТЕМНОГО СОГЛАСОВАНИЯ В МНОГОКОМПЛЕКСНЫХ СБОЕ- И ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМАХ

Ашарина И.В., Лобанов А.В.

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

Рассматриваются многомашинные вычислительные системы (МВС), параллельно решающие пронумерованные совокупности взаимодействующих целевых задач с обеспечением сбое- и отказоустойчивости (СОУ) на основе репликации каждой i -й задачи, состоящей в параллельном решении копий этой задачи (при одинаковых исходных данных) на нескольких ЦВМ, составляющих комплекс Φ_i данной задачи, с внутрикомплексным обменом результа-

тами и выбором из них правильного в предположении, что ошибочных копий может быть не более заданного уровня СОУ μ_i . Взаимообмен между комплексами Φ_i и Φ_j осуществляется по среде межкомплексного обмена между ними $\Phi_i \leftrightarrow \Phi_j$ с заданным уровнем СОУ μ_{ij} . В [1, 2] представлены методы выделения в исходной сетевой структуре произвольной конфигурации заданных непересекающихся комплексов и сред взаимодействия между ними, если это возможно. При решении проблемы СОУ путем использования динамической избыточности [3] ключевым механизмом является системное взаимное информационное согласование (СВИС), в результате которого во всех исправных ЦВМ выделенной МВС согласованная информация каждой исправной ЦВМ МВС будет совпадать с ее согласуемой информацией, а согласованная информация неисправной ЦВМ будет одинаковой во всех исправных ЦВМ МВС.

Метод построения алгоритма СВИС в выделенной многокомплексной МВС имеет следующий вид.

1. На этапе внутрикомплексного ВИС для каждого комплекса методом из [4] строится алгоритм внутрикомплексного взаимного информационного согласования, обеспечивающего формирование одинакового вектора согласованных значений этого комплекса (ВСЗК) в каждой исправной его ЦВМ.

2. Из алгоритмов, построенных на шаге 1, строится алгоритм параллельного выполнения внутрикомплексных ВИС во всех комплексах системы с формированием ВСЗК этого комплекса в каждой его ЦВМ.

3. На этапе межкомплексных взаимодействий для каждой заданной i -й ЦВМ комплекса-получателя строится алгоритм отправки из комплекса-источника копий его ВСЗК по приписанному этой ЦВМ графу отправки [2], учитывающий необходимость вычисления значений посылаемых ВСЗК в промежуточных вершинах.

4. Для всех комплексов-получателей из алгоритмов, построенных на шаге 3, строится распределенный алгоритм параллельной

посылки копий ВСЗК всех комплексов-источников в заданные ЦВМ комплексов-получателей.

5. Для каждой ЦВМ каждого комплекса-получателя строится алгоритм вычисления достоверного значения ВСЗК каждого комплекса-источника на основе полученных копий его ВСЗК и алгоритм распространения этих вычисленных значений во все остальные ЦВМ этого комплекса-получателя и вычисления в них достоверных значений ВСЗК.

6. Строится распределенный алгоритм параллельного вычисления достоверных значений ВСЗК комплексов-источников во всех вершинах соответствующих комплексов-получателей.

7. Для каждой вершины каждого комплекса-получателя строится алгоритм формирования вектора согласованных значений системы (ВСЗС) из достоверных значений ВСЗК всех комплексов-источников.

8. Строится распределенный алгоритм параллельного формирования ВСЗС во всех вершинах всех комплексов-получателей.

9. Распределенный алгоритм СВИС состоит в последовательном выполнении распределенных параллельных алгоритмов, построенных на шагах 2, 4, 6, 8.

Литература

1. Ашарина И.В., Лобанов А.В. Выделение комплексов, обеспечивающих достаточные структурные условия системного взаимного информационного согласования в многокомплексных системах // *АиТ*. – № 6. – 2014. – С. 115–131.

2. Ашарина И.В., Лобанов А.В. Выделение структурной среды системного взаимного информационного согласования в многокомплексных системах // *АиТ*. – №8. – 2014. – С. 146–156.

3. Пархоменко П.П., Согомонян Е.С. Основы технической диагностики / Под ред. П.П. Пархоменко. – М.: Энергия, 1981.

4. Ашарина И.В., Лобанов А. В. Взаимное информационное согласование в неполносвязных гетерогенных многомашинных вычислительных системах // *АиТ*. – 2010. – № 5. – С. 133–146.

АВТОМАТИЗАЦИЯ АНАЛИЗА ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ РЕСУРСОВ БОРТОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Белов Е.Ю., Косинский М.Ю., Шатский М.А.

г. Москва, ФГУП «МОКБ «Марс»

belov.eugeny95@gmail.com

В докладе рассматривается решение одной из задач автоматизации процесса разработки и сопровождения бортовых систем управления космических аппаратов – автоматизация анализа телеметрической информации (ТМИ) в части анализа использования вычислительных ресурсов бортового вычислительного устройства (БВУ КА).

В процессе разработки, испытаний и сопровождения БПО КА необходимо контролировать значения времени функционирования программных подсистем в такте системы управления. Максимально допустимая длительность функционирования отдельных подсистем определяется на этапе разработки и указывается в документе «Исходные данные для формирования информационных векторов циклограмм БВУ КА».

С учетом функционирования по жесткой циклограмме реального времени для корректной работы всей системы управления и исключения возникновения запаздываний, приводящих к неустойчивости, необходимо, чтобы длительность функционирования модулей отдельных подсистем не выходила за отведенный им интервал.

В настоящее время каждая из программных подсистем фиксирует в ТМИ максимальное значение времени функционирования в такте и количество прерываний, вызванных превышением допустимого времени функционирования.

Для обработки ТМИ существует универсальный обработчик телеметрической информации, который позволяет получить значения параметров в текстовом или двоичном виде. Однако в случае большого объема обрабатываемых данных представление резуль-

татов теряет наглядность, а анализ получаемых результатов становится затруднительным.

Таким образом, актуальной является задача по разработке приложения, способного формировать отчеты с параметрами таймирования, представленные в удобном виде и содержащие суждения о нормативности их значений.

Также на предприятии существует централизованный программный комплекс хранения данных (как результатов испытаний, так и полетной ТМИ) и суждений – «Система автоматизации испытаний» (САИ). Этот комплекс обеспечивает доступ к телеметрии с заданными параметрами и позволяет вызывать внешние приложения по обработке ТМИ. В комплексе реализована возможность занесения и хранения суждений о нормативности функционирования КА.

Исходя из вышеперечисленных наработок, создано приложение «Таймирование» для анализа ТМИ в части нормативности обработки циклограмм БВУ, встроенное в существующий централизованный программный комплекс САИ. Результатом работы приложения является автоматически сформированная отчетная документация (акты по результатам анализа), содержащая таблицы с фактическими и максимально допустимыми значениями анализируемых параметров, их разностью (запасом) в процентах относительно максимально допустимого значения. Приложение формирует три типа суждений по каждому из параметров – «норма», «близость к максимальному значению», «превышение». Для наглядного отображения суждений по нормативности значения каждого из анализируемых параметров используется заливка ячейки цветом (нет заливки – «норма», желтый – «близость к максимально допустимому значению», красный – «превышение»). Критерий близости к максимально допустимому значению является настраиваемой величиной. В настоящее время таким критерием является величина запаса по времени функционирования менее 30%.

Таким образом, созданное приложение «Таймирование» позволяет значительно ускорить и упростить обработку и анализ ТМИ в части нормативности отработки циклограмм функционирования БВУ КА.

ТЕХНОЛОГИИ ANSYS SCADE&SIMPLORER ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ И РАЗРАБОТКИ СЛОЖНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Бурков А.Ю., Насыров М.Б.

г. Москва, ООО «АНСИС»

marat.nasyrov@ansys.com, alexander.burkov@ansys.com

Разработчики современных систем и ПО должны создавать гибкие и удобные приложения. При этом должны выполняться отраслевые стандарты и соблюдаться строгие требования сертифицирующих органов. Разработчики обязаны учитывать стоимость проекта и его ключевые аспекты. Это сложная задача, требующая применения правильного инструментария.

ANSYS предоставляет решения для модельно-ориентированной разработки, применение которых позволяет снизить стоимость проектов, рисков и временных затрат на прохождение сертификации.

SCADE Architect – графическое описание архитектуры, функционала и интерфейсов будущей системы на языке SysML. Описание распространения данных в системе и проверка целостности. Автоматизированная генерация конфигурационных и интерфейсных документов.

SCADE Suite – модельно-ориентированная среда разработки встраиваемого критичного по безопасности ПО. В основе SCADE Suite лежит формальный язык Scade, делающий ее единственной средой разработки для критических приложений, которая объединяет управление требованиями, модельно-ориентированную разработку, симуляцию, верификацию, квалифицированную/сертифицированную генерацию кода и совместимость с другими инструментами и платформами. Генератор кода SCADE Suite производит код на языках C и Ada.

SCADE Test – окружение для валидации требований, написания тестов и управления ими, позволяющее автоматизировать процессы запуска тестов как на ПК, так и на целевой платформе.

SCADE Display – графическая среда проектирования и разработки встраиваемых программных человеко-машинных интерфей-

сов (HMI) с последующей симуляцией, верификацией, валидацией и сертифицированной генерацией исходного кода на языке C.

SCADE LifeCycle включает в себя модули, сочетающие в себе уникальную поддержку управления жизненным циклом приложений. Данные модули позволяют управлять трассировкой требований, интегрироваться с системами конфигурационного управления и версионного контроля, автоматически генерировать отчетную документацию и следить за ходом выполнения проекта.

Simplorer – мощная платформа для моделирования, имитации и анализа виртуальных прототипов систем, позволяющая командам разработчиков верифицировать и оптимизировать производительность их программно-управляемых разнородных систем. Благодаря гибким возможностям моделирования, которые включают тесную интеграцию с решениями ANSYS для 3D-моделирования мультифизики и разработки встраиваемого ПО, Simplorer помогает разработчикам осуществлять детальный анализ и проверку производительности системы в целом.

Предлагаемый набор инструментов охватывает весь жизненный цикл разрабатываемого ПО: от системного проектирования и разработки дизайна до тестирования на целевой платформе.

Генераторы кода и документации, входящие в комплекс SCADE, являются сертифицированными/квалифицированными согласно основным промышленным стандартам, в частности по авиационному стандарту DO-178C и вытекающему из него ECSS-Q-80 для космической промышленности. Это гарантирует полное соответствие генерируемых кода и документации разрабатываемым моделям и позволяет существенно сократить затраты (ресурсов и времени) на разработку ПО и на подтверждение его надежности.

Код, получаемый из моделей, созданных в средах SCADE Suite и SCADE Display, при помощи сертифицированных кодогенераторов, не требует выполнения низкоуровневого тестирования. Получаемый код трассируем с моделью, имеет статическое распределение памяти, не зависит от операционной системы и аппаратной платформы.

ТРАНСФОРМАТОРНЫЙ ИМПУЛЬСНЫЙ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ ДЛЯ АВИАКОСМИЧЕСКОЙ СИЛОВОЙ ЭЛЕКТРОНИКИ

Жегов Н.А., Марченко М.В.

г. Москва, ФГУП «МОКБ «Марс»

nzhigor@yandex.ru

Описывается оригинальное схемотехническое решение для трансформаторного импульсного преобразователя, входящего в состав электроэнергетических комплексов космических летательных аппаратов и авиабортовых резервно аккумуляторных источников бесперебойного питания. Решение демонстрирует высокие показатели надежности, массоэнергетической и технологической эффективности и качества электроэнергии (включая малые помехоизлучения) преобразователя, а также его пригодность в качестве унифицированного модуля при реализации модульно-масштабируемой архитектуры.

Для электроэнергетических комплексов (ЭЭК) космических летательных аппаратов (КЛА) необходимо использовать вторичные источники электропитания (ВИЭП) с возможностью обратимых (двунаправленных) преобразований:

- постоянного низкого напряжения (ПНН) и дифференциальных повышенных напряжений (ППН), например ± 27 и (0 ± 135) В ((0 ± 270) В);

- ПНН в трехфазное переменное со стабильными или регулируемыми параметрами (f , $U - \text{const}$ или f , $U - \text{var}$);

- дифференциальных ППН в трехфазное переменное (с указанными в предыдущем пункте параметрами).

Аналогичные функции должны иметь также авиабортовые резервно-аккумуляторные источники бесперебойного питания (Р/А ИБП), входящие в состав ЭЭК с электромашинными генераторами (в частности, стартер-генераторами) в качестве первичных источников по числу маршевых и вспомогательной топливных силовых установок.

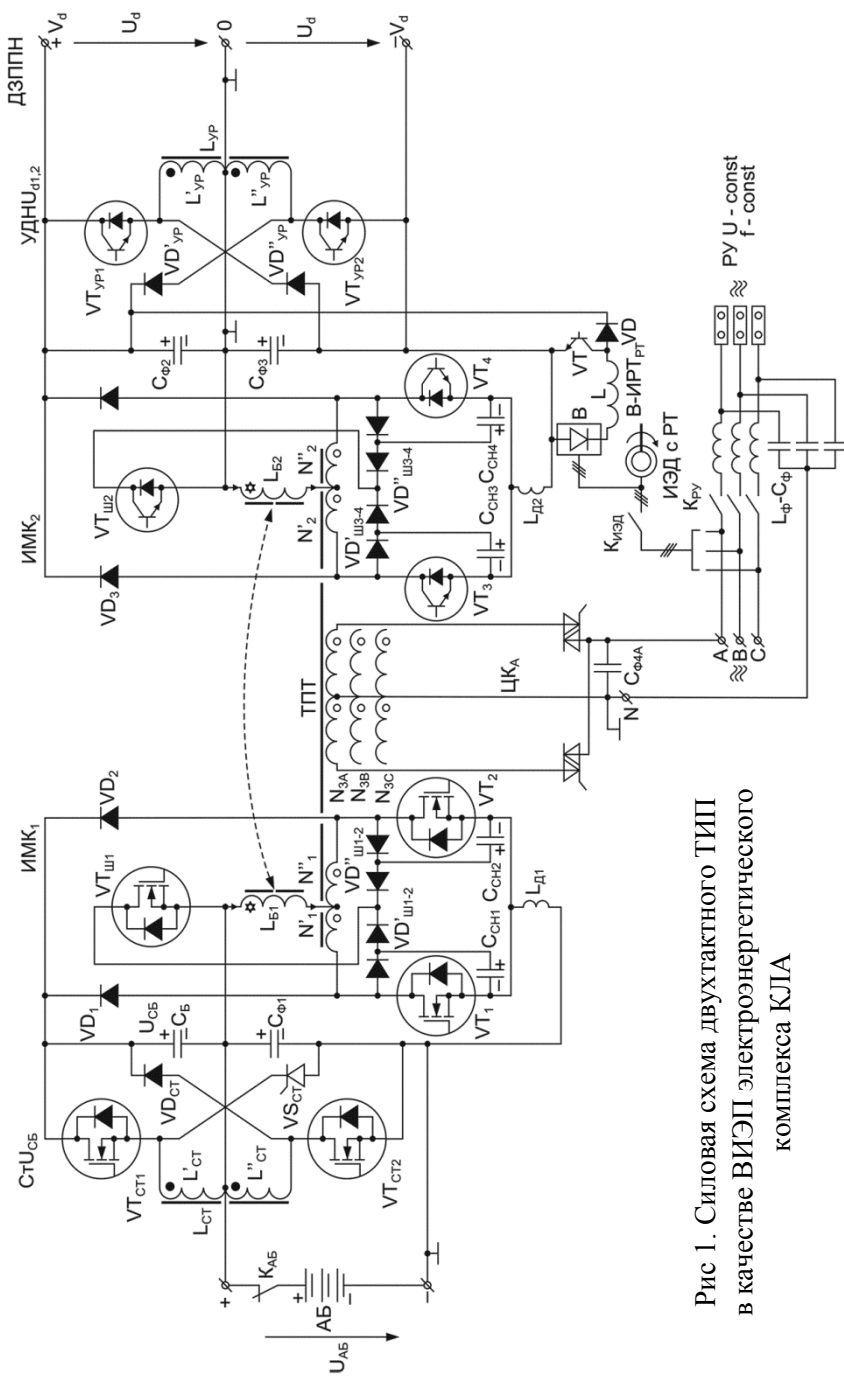


Рис 1. Силовая схема двухтактного ТИП
в качестве ВИЭП электроэнергетического
комплекса КУА

Разработка указанного ВИЭП наиболее целесообразна с использованием промежуточного звена высокой частоты (ЗВЧ) на базе согласующего и гальванически развязывающего многообмоточного трансформатора прямоугольного тока (ТПТ) с подключенными к нему двунаправленными инверторновыпрямительными импульсными мостовыми коммутаторами (ИМК1,2) и циклоконвертера (ЦК) – реверсивного выпрямителя.

Авторами предлагается нетрадиционное схемотехническое решение для указанного ВИЭП, приведенное на рис. 1, защищенное приоритетом РФ. Основным достоинством предлагаемого решения, помимо многофункциональности (обратимой взаимосвязи трех внешних электроэнергетических каналов), является использование «трансформатора прямоугольного тока» в отличие от распространенного «трансформатора прямоугольного напряжения», требующего специальных дополнительных антинасыщающих симметрирующих устройств для быстрого выравнивания вольт-секундных параметров (интегралов) разнополярных прямоугольных питающих импульсов.

ИССЛЕДОВАНИЯ НА УСТОЙЧИВОСТЬ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СРЕДСТВ ИЗ СОСТАВА БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ К ВОЗДЕЙСТВИЮ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ПОЛЕЙ И ТОКОВ ИСТОЧНИКОВ ЕСТЕСТВЕННОГО И ИСКУССТВЕННОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ

**Горбачев М.В., Кольцов С.Ю., Коренькова Е.А., Ляпина К.А.,
Щерблюк А.Г.**

*г. Москва, ФГУП «ГосНИИАС»
schag@gosniias.ru, korenkovaeva@gosniias.ru*

Проблема воздействия ЭМП на БЛА актуальна в связи с повышением количества электронных составляющих бортового оборудования, повышением интенсивности электромагнитных полей и расширением частотного диапазона радиоэлектронных средств.

Развитие систем вооружения идет по направлению расширенного применения радиоэлектронных систем, применения роботизированных систем, автоматизированных систем управления боем. Электронные системы вооружения на основе микроэлектроники позволяют с одной стороны снизить энергопотребление системы, уменьшить уровни полезных сигналов, а с другой стороны обладают относительно низкой помехозащищенностью.

Объектом испытаний является макетный образец беспилотного летательного аппарата.

Задачей данного исследования является проверка устойчивости радиоэлектронных средств к воздействию ЭМП:

- воздействие электромагнитных полей и токов электростатических разрядов,
- воздействие электромагнитных полей радиопередающих средств и радиолокационных станций,
- воздействие электромагнитных полей высоковольтных линий электропередачи и контактных сетей железных дорог.

В процессе исследований были разработаны рабочие программы по каждому виду испытаний, а также проведены исследования на устойчивость системы управления и видеосигнала к воздействию электромагнитных полей и токов источников естественного и искусственного происхождения.

Проведенные испытания показали, что радиоэлектронные средства из состава бортового оборудования БЛА сохраняли работоспособность как во время, так и после воздействия ЭМП и токов электростатических разрядов, а также ЭМП ВЛЭП и КСЖД.

Литература

1. КТ-160D.
2. Seminar DO-160G Section 22, EMC-PARTNER.
3. *Комягин С.И.* Электромагнитная стойкость беспилотных летательных аппаратов / С.И. Комягин. – 2-е изд., испр. и доп. – М.: КРАСАНД, – 2016. – 320с.
4. *Манойлов В.Е.* Основы электробезопасности. 3-е изд. – Л.: Энергоатомиздат, 1983.

5. *Джоветт Чарльз Э.* Статическое электричество в электронике. – М.: Энергия, 1980. – 135 с.

6. *Журавлев В.С.* Статическое электричество в промышленности и меры борьбы с ним. – М.: ФЗПИ, 1978.

7. *Кириллов В.Ю.* Электромагнитная совместимость летательных аппаратов / В.Ю. Кириллов. – М.: Изд-во МАИ, 2012. – 164с.: ил. ISBN 978-5-4316-0062-3.

8. ГОСТ РВ 520.39.308.

9. ГОСТ РВ 20.39.305.

ОБОБЩЕНИЕ ОПЫТА РАЗРАБОТКИ БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Косинский М.Ю., Шатский М.А.

г. Москва, ФГУП «МОКБ «Марс»

246@mars-mokb.ru

Система управления движением (СУД) космического аппарата представляет собой программно-аппаратный комплекс и предназначена для управления движением КА. СУД входит в состав функционального программного обеспечения бортовой системы управления (БСУ).

Базовые принципы построения СУД были изначально разработаны для КА «Монитор-Э» и «Казсат-1». Однако, с учетом полученного опыта, структура СУД была существенно изменена (например, введена иерархическая структура диспетчеров, понятие автономного управления, кватернионное описание ориентации и т.д.) и начиная с КА «Электро-Л» реализуются указанные принципы построения и логика работы СУД. Эти принципы и соответствующие алгоритмы далее заимствованы для КА «Экспресс-МД-1, 2», «Казсат-2», «Спектр-Р», «Спектр-РГ», «Арктика-М» и т.д. с определенными отличиями, в основном зависящими от особенностей применения конкретного КА.

В процессе управления режимами функционирования КА на различных участках полета СУД решает следующие задачи:

1. Диспетчеризация: реализация циклограмм выполнения различных функциональных задач (режимов) как по жесткой (автономной), реализованной в бортовых алгоритмах логики, так и по гибкой логике, изменяемой из НКУ с помощью командно-программной информации: полетных заданий (ПЗ), кодовых команд (КК), настраиваемых параметров (НП).

2. Контроль состояния КА по информации от других подсистем бортового комплекса управления (БКУ) и парирование нештатных ситуаций (НШС).

3. Программное управление ориентацией КА.

4. Взаимодействие со смежными подсистемами.

5. Формирование телеметрической информации в части СУД.

6. Считывание настраиваемых параметров, используемых алгоритмами СУД.

7. Реализации циклограммы наземных испытаний (имитация полета).

По результатам анализа логики СУД разрабатываемых в настоящее время КА можно выделить универсальные компоненты, универсальные по структуре и значительно различающиеся.

К универсальным компонентам можно отнести:

- главный диспетчер СУД;
- диспетчеры основных режимов (начального участка, работы по ПЗ);

- модули построения постоянной солнечной ориентации;

- модули выдачи корректирующих импульсов.

Универсальны по структуре, но отличаются содержанием:

- диспетчер отработки режимов полетных заданий;

- модули с НП СУД;

- модуль взаимодействия со смежными системами БКУ;

- модуль контроля режимов.

Модули, значительно различающиеся в КА:

- диспетчер автономного управления;

– модули работы с системами взаимодействия с оборудованием КА.

Предложенная иерархическая структура СУД успешно апробирована как в процессе испытаний БПО, так и в ходе эксплуатации КА на орбите.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОВЕДЕНИЯ НАСТРОЙКИ ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА ГИРОСКОПА – ГУП С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРЕЦИЗИОННОГО СТЕНДА УГЛОВЫХ ВИБРАЦИЙ ACUTRONIC AVT-105

Кошелев Б.В., Кислинский В.Н., Шуваев И.Н.

*г. Красногорск, 3 научная рота КВ ВКС РФ
Shuvaev.i.n@yandex.ru*

В работе представлена методика настройки чувствительного элемента динамически настраиваемого гироскопа (ДНГ) с упругим 3-осевым подвесом – ГУП с целью обеспечения заданного значения относительного коэффициента демпфирования и определения фактической резонансной частоты чувствительного элемента (ЧЭ). При экспериментальных исследованиях в качестве испытательного оборудования предполагается использовать стенд угловых вибраций Acutronic AVT-105.

Такие испытательные стенды предназначены для точного воспроизведения вибрационного углового движения с заданной частотой и амплитудой в испытательной лаборатории при проведении испытаний и калибровки инерциальных датчиков (гироскопов и акселерометров), инерциальных навигационных систем, стабилизированных оптических систем, систем управления с электронной стабилизацией. Стенды могут также использоваться для подтверждения технических характеристик выпускаемой продукции при контрольных испытаниях.

Испытуемый чувствительный элемент согласно техническому заданию (ТЗ) должен иметь частоту резонанса в диапазоне 138–142 Гц и значение относительного коэффициента демпфирования должно быть $0,033 \pm 0,001$.

С целью определения данных параметров были разработаны методика и алгоритмы процедуры экспериментальных работ, составлены расчетные соотношения (1), (2) и программное обеспечение (ПО) написанное в Visual Studio, позволяющее эффективно обрабатывать данные, полученные в результате испытаний.

По разработанной методике испытуемый ЧЭ гироскопа подвергается вибрационному воздействию для предварительного выявления резонансной частоты f_1 , соответствующей максимальному значению выходного напряжения U_1 . Затем частота вибрации устанавливается по значениям выходного напряжения U_2 и U_3 , лежащим в пределах $0,6 \dots 0,8U_1$ при частотах f_2 и f_3 соответственно меньше и больше резонансной частоты. Результаты обрабатываются по следующим формулам:

$$f_{\text{рез}} = \frac{10^6}{\sqrt[4]{\frac{a_1(v_2 - v_3) + a_2(v_3 - v_1) + a_3(v_1 - v_2)}{a_1(v_2 - v_3)v_2v_3 + a_1(v_3 - v_1)v_1v_3 + a_3(v_1 - v_2)v_1v_2}}}; \quad (1)$$

$$\xi_{\text{демпф}} = \sqrt{\frac{a_1(1 - Bv_2)^2 - a_2(1 - Bv_1)^2}{\frac{a_2Bv_1 - a_1Bv_2}{4}}}, \quad (2)$$

где $a_i = \frac{1}{U_i^2}$; $v_i = fi$; $B = \frac{10^{12}}{f_{\text{рез}}}$.

В случае невыполнения ТЗ производится регулировка упругого элемента и испытания повторяются до достижения заданных значений $f_{\text{рез}}$ и $\xi_{\text{демпф}}$.

Новая методика позволила ускорить процесс настройки ЧЭ на заданные параметры и является довольно надежной, так как отсутствует оцифровка сигнала, минимизируются методические и ин-

струментальные погрешности. Применение современного стенда Acutronic AVT-105 позволило уменьшить габариты испытательного оборудования.

Разработанные методика и ПО в настоящее время прошли предварительную апробацию, показали свою эффективность и находятся в завершающей стадии практического внедрения в испытательной лаборатории ПАО «Красногорский завод им. С.А. Зверева».

ОБ ОСОБЕННОСТЯХ ИДЕНТИФИКАЦИИ КОНФИГУРАЦИИ В ПРОЦЕССЕ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА БОРТОВОЙ ОПЕРАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Кузьмин С.А.

*г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»
sergey.a.kuzmin@gmail.com*

Рассматривается применение процесса идентификации элементов и состояний бортовой операционной системы, позволяющего снизить затраты на повторное использование и отработку ПО.

Снижение затрат на повторную разработку и выполнение задачи в сжатые сроки может быть обеспечено только при наличии возможности повторять ранее полученный результат и обеспечивать целостность и непротиворечивость проектных данных. Для решения такой задачи в рамках разработки бортовых операционных систем (ПО для встроенных систем) предлагается использовать методы и средства конфигурационного управления [1].

Современная бортовая ОС разрабатывается в соответствии с модульным принципом и содержит модули, взаимодействующие непосредственно с аппаратной частью вычислительных устройств. Примерами таких модулей являются: загрузчик ОС, планировщик задач, использующий встроенные таймеры, драйвера устройств ввода-вывода. На этапе эскизного проектирования вычислительное устройство подвергается значительным переработкам. Нередки ситуации, когда введенные изменения в дальнейшем отменяются ли-

бо после ряда параллельных доработок вводятся опять. Таким образом, наиболее часто изменяемая часть бортового ПО – это слой операционной системы, использующий аппаратные средства.

В соответствии с моделью жизненного цикла бортовой ОС можно определить следующие этапы проведения тестирования:

- отладка на рабочем месте программиста логики взаимодействия;
- верификация по исходным данным на аппаратуру;
- автономная отладка модуля на вычислительном устройстве;
- отладка в составе бортовой цифровой вычислительной машины.

По результатам анализа процесса разработки бортовой ОС для перспективного БПЛА можно говорить, что в наибольшей степени изменениям подвергались модули, использующие каналы ввода-вывода. Решение о замене канала ввода-вывода на альтернативный поставило вопрос о необходимости проведения повторного тестирования модулей, не использующих данный канал. В рамках конфигурации ОС для удобства определения таких модулей требуется их однозначно маркировать и маркировать согласованные связи между модулями.

Это потребовало разработки подхода, позволяющего однозначно определять составные части (элементы конфигурации), которые на заданный момент времени обеспечивали определенный результат для определенного этапа тестирования и конфигурации аппаратуры, т.е. сохранять совокупность данных, необходимую для разработки конкретного ПО. Кроме того, стандарт [1] требует для отработки критических требований наличия возможности идентифицировать элемент конфигурации ПО или части их, критические с точки зрения безопасности, сбой в которых может привести к нештатной ситуации для системы. Согласно ГОСТ Р 51904-2002 целью процесса идентификации является однозначная маркировка каждого элемента конфигурации и последующих версий, чтобы установить базис для управления и ссылок на элементы конфигу-

рации. В рамках внедрения процесса идентификации можно выделить три задачи:

- разработка модели описания связей и методов для выполнения маркирования модулей исходя из их статуса отработки;
- разработать методы формирования выборки составных частей ОС, для которых не требуется проведение повторных испытаний;
- разработать методы для определения модулей ОС, напрямую влияющих на критичность возможных последствий при некорректном поведении системы.

Идентификация конфигурации бортовой ОС позволяет решить следующие проблемы:

1. Определить влияние изменения отдельного модуля на критичность системы.
2. Однозначно определить необходимость проведения его повторного тестирования, исходя из сложившихся связей и после проведения модификаций аппаратной части.
3. Однозначно и в короткий срок определять необходимость изменения данного модуля ОС.
4. Гарантированно определять состояние данного модуля ОС на требуемый момент времени.

В докладе приводится опыт использования КУ в процессе разработки бортовой ОС для перспективных БПЛА и рассматриваются модель и методы идентификации взаимодействующих частей ОС.

Литература

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

ОБ ИЗМЕРЯЕМЫХ СВОЙСТВАХ ВСТРОЕННОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Саурский И.В.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

saurskiy_iv@mail.ru

При планировании сроков разработки программного обеспечения полезно иметь некую метрику, позволяющую оперативно определить текущую степень готовности разрабатываемого ПО. Источником информации для составления метрики могут послужить данные, накопленные в системе хранения версий при разработке предыдущих проектов: исходные тексты, даты изменения и комментарии к версиям.

В ходе работы над метрикой был проведен анализ истории изменений базовых операционных систем (БОС), входящих в состав встроенного программного обеспечения блоков управления, разрабатываемых в МОКБ «Марс». Измерялись следующие характеристики:

- общее количество версий ПО для каждого устройства;
- количество программных модулей, затрагиваемых при очередном изменении версии;
- объем изменений в отдельном модуле: количество новых, измененных либо удаленных строк;
- степень обеспечения программного кода комментариями;
- насколько часто изменялись версии ПО на протяжении разработки;
- объем заимствования модулей ПО между различными устройствами.

Количество программных модулей, которые требуется доработать, и объем изменений влияют на количество сотрудников, которых потребуется привлечь для работы над данным ПО, что также следует учитывать при планировании. После каждого изменения версии требуется заново проверять ее работоспособность на стендах, соответственно, увеличивается общее время на разработку.

Одним из вариантов сокращения сроков разработки является использование заделов, т.е. использование как напрямую, так и с небольшими доработками программных модулей, уже разработанных ранее для других устройств, со схожими характеристиками: модель процессора, объем памяти ОЗУ и РПЗУ, используемые каналы обмена как внутри самого устройства, так и обмена с другими устройствами.

При этом важной характеристикой является понятность текста разработанной ранее программы: если ее программный код включает в себя достаточное количество комментариев, в данной программе легче разобраться и определить, отвечает ли она требованиям к новой разработке.

В среднем процесс разработки БОС для устройств, разрабатываемых в МОКБ «Марс», можно представить в виде убывающей кривой. На начальном этапе производится множество изменений, связанных с отладкой версии под новое аппаратное обеспечение, а затем количество изменений постепенно снижается: они уже связаны, в основном, с новыми исходными данными, либо требуются коррекции по ходу отработки взаимодействия со смежными системами.

Литература

1. Бозм Б., Браун Дж., Каспар Х., Липов М., Мак-Леод Г., Мерит М. Характеристики качества программного обеспечения. Пер. с англ. – М.: Мир, 1981.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОВРЕМЕННЫХ МИКРОКОНТРОЛЛЕРОВ В ОБОРУДОВАНИИ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Селиванов Ю.И., Фомин К.А

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

kir09061994@mail.ru

В настоящее время увеличение срока хранения и улучшение надежностных характеристик работы беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) – одни из главных целей разработчиков. Это в

том числе приводит к необходимости проведения различных видов испытаний, которые подтверждают характеристики системы управления (СУ) БПЛА. В ФГУП МОКБ «Марс» испытания проводят на различных стендах, в состав которых входят испытательные комплексы с поддержкой различных специализированных интерфейсов.

Аппаратные устройства, реализующие работу со специализированными интерфейсами, в большинстве случаев приобретаются на других предприятиях. Проблемой при этом является то, что отсутствует унификация и уникальность аппаратной части.

Для решения данной проблемы предлагается комплекс, аппаратная часть которого универсальна, с поддержкой всех необходимых интерфейсов, а унификация обеспечивается заменой программного обеспечения (ПО).

Для реализации идеи предложено разработать универсальное устройство в составе испытательного комплекса, работающее с различными интерфейсами, необходимыми СУ БПЛА, на отладочных платах содержащее в составе микроконтроллер. Эти платы легко позволяют производить отладку ПО микроконтроллера и оперативно изменять ПО. На таких платах имеет смысл реализовать все варианты модулей интерфейсов блоков СУ БПЛА.

На рис. 1 выделены основные части испытательного комплекса: модуль преобразования физического уровня; отладочная плата на основе микроконтроллера; электронная вычислительная машина (ЭВМ).

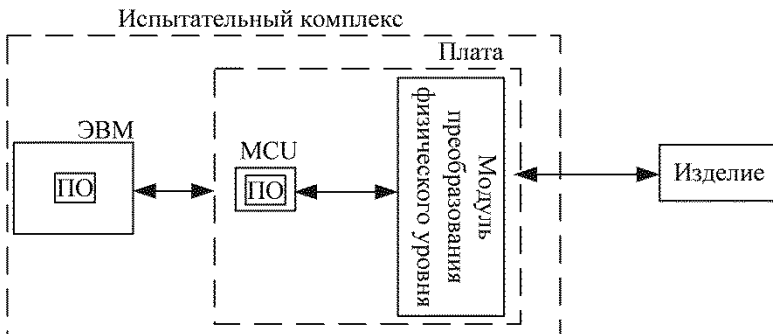


Рис. 1. Упрощенная схема испытательного комплекса

Модуль преобразования физического уровня сигнала включает в себя приемники, передатчики специализированных интерфейсов.

Отладочная плата реализована на основе микроконтроллера. Она включает в себя контроллеры, приемопередающие устройства высокоскоростных интерфейсов и позволяет использовать специальные интерфейсы как в совокупности, так и по отдельности путем заменой функционального программного обеспечения микроконтроллера.

ЭВМ содержит в себе высокоскоростной интерфейс для связи с отладочной платой, операционную систему, а также логику испытаний на уровне программного обеспечения, написанного на языке высокого уровня. В качестве ЭВМ предлагается использовать ноутбук. С его помощью комплекс становится конструктивно мобильным.

Таким образом, предлагаемая реализация комплекса испытаний обеспечивает универсальность аппаратной части, снижает время и удешевляет процесс разработки.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МИКРОПРОЦЕССОРОВ ДЛЯ БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Селиванов Ю.И., Фомин К.А.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

Selyui@gmail.com

Современные БКУ КА состоят из множества подсистем, оснащенных своими вычислительными модулями, связанными между собой скоростными интерфейсными каналами.

При этом в ходе дальнейшего развития архитектуры БКУ КА имеется тенденция увеличения количества используемых микроконтроллеров, что приводит к увеличению массогабаритных характеристик всей системы в целом. Для оптимизации архитектуры

БКУ КА следует использовать самые современные микроконтроллеры и их возможности в части встроенных интерфейсов.

Важной задачей при выборе архитектуры БКУ КА в целом является определение критериев эффективности, по которым будет производиться сравнение и отбор различных вариантов системы и ее составляющих. Такими критериями могут выступать: цена, стойкость к внешним воздействиям, вычислительная мощность системы или ее составляющих и другие.

В данном докладе приведены результаты анализа некоторых отечественных микроконтроллеров с точки зрения их эффективности для использования в БКУ КА.

Для оценки эффективности микроконтроллера предлагаю использовать комбинированные критерии, которые учитывают производительность вычислителя, возможность быстрого и эффективного доступа к данным, а также возможность их передачи к исполнительным органам.

В докладе реализована оценка эффективности по следующим параметрам: производительность работы вычислительного ядра, время доступа к внешней памяти, количество высокоскоростных цифровых интерфейсов и пропускная способность микроконтроллера.

Литература

1. Бортовые системы управления космическими аппаратами: Учебное пособие / Бровкин А.Г., Бурдыгов Б.Г., Гордийко С.В. и др. Под редакцией А.С. Сырова – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – 304 с.: ил.
2. Проектирование и испытание бортовых систем управления: Учебное пособие / Под редакцией А.С. Сырова. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011. – 344 с.: ил.
3. Элвис – радиационностойкий микропроцессор 1892ВМ12АТ // Интернет ресурс: <http://multicore.ru>

ПОДХОД К ВЫБОРУ КОНФИГУРАЦИИ ПРИ ИДЕНТИФИКАЦИИ ОБЪЕКТОВ ПРОГРАММНОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ

Синицын С.В.

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

Как судно назовешь, так оно и поплывет.

Некрасов А.С.

Вопросы конфигурационного управления документами (артефактами) программного проекта относятся к интеграционным процессам разработки высококритичных систем. При этом в DO-178C выделяются базовые конфигурации (baseline), образуемые в обязательном порядке в целях идентификации сертификационных сборок документов, т.е. имеющих не только внутренние, но и внешние идентификационные атрибуты. Поэтому разработка единой системы идентификации объектов является первостепенной задачей конфигурационного управления (configuration management).

Одной из основных проблем всех методов идентификации является вхождение документа или конфигурации документов программной разработки в состав нескольких конфигураций проекта и, возможно, конфигураций нескольких проектов. При этом в рамках жизненного цикла могут меняться не только связи, но и владельцы объектов конфигурационного управления, а следовательно, порождаться и новые идентификационные признаки. В докладе рассматривается один из методов идентификации объектов программной разработки в автоматизированной системе конфигурационного управления (АСКУ). Одной из проблем при этом является выбор начальной идентификационной конфигурации и последующей установки связей артефактов программного проекта.

В работе проведен сравнительный анализ различных жизненных циклов разработки программного обеспечения (ПО). Отмечено, что все они выделяют в составе документации программного проекта объекты следующего содержания:

- ✓ Требования – текстовые документы, содержащие структурированные данные, являющиеся основаниями для разработки;
- ✓ Программы – документы на формальных языках, описывающие способ реализации требований.
- ✓ Сборки – программные модули, исполняемые в вычислительной среде аппаратных средств.
- ✓ Тестовая среда – вспомогательное программное обеспечение, формирующее среду исполнения.
- ✓ Тестовые данные – организованные совокупности данных обеспечивающих входы и фиксирующие выходы при верификации ПО.
- ✓ Методическая документация – текстовые документы, содержащие описания организационных процедур применения ПО.

Во всей этой совокупности только сборки могут быть представлены в форме отдельных файлов – объектов конфигурационного управления (ОКУ), остальные представляются группами ОКУ, образующих структуры и вступающих в различные отношения. Два их вида: иерархические и ссылочные – очевидны. Первые обусловлены борьбой со сложностью проектируемой системы – декомпозицией. Вторые отражают информационные связи декомпозированных частей документации.

Было показано, что использование некоторых видов «горизонтальных» связей позволяет отразить контекстную зависимость ОКУ, например, при перечислении взаимодополняющих требований в документах одного типа. Другие характерны для разнородных документов и отражают параметрическую зависимость. Третьи сродни преобразованию типа: требования – проект архитектуры – программа – код и т.д.

Доклад подготовлен на основе работ, проводимых на кафедре № 705Б МАИ (НИУ) «Бортовая автоматика беспилотных космических и атмосферных летательных аппаратов».

ПОДХОДЫ К ВЕРИФИКАЦИИ СВОЙСТВ УПРАВЛЯЮЩИХ АЛГОРИТМОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Тюгашев А.А.

г. Самара, СамГУПС

tau797@mail.ru

Современный космический аппарат (КА) является примером сложного технического комплекса, включающего в свой состав подсистемы различного назначения, в свою очередь состоящие из приборов, агрегатов, датчиков и пр. [1]. Система управления и реализуемые ею управляющие алгоритмы должны обеспечить согласованное функционирование всех перечисленных компонент в рамках решения КА его целевых задач. При этом согласование должно обеспечиваться как с точки зрения смысла (логики) решаемых задач, так и во времени: управляющие воздействия должны осуществляться в соответствии со скоростью протекающих в объекте управления и внешней среде процессов. Таким образом, предметом исследования являются управляющие алгоритмы реального времени.

В качестве семантической модели управляющих алгоритмов реального времени (УА РВ) автором ранее была предложена [2] алгебраическая система с основным множеством, состоящим из кортежей (четверок) вида

$$УА = \{ \langle f_i, t_i, \tau_i, l_i \rangle \}, i = 1, N.$$

Здесь f_i – решаемая бортовой аппаратурой или программным обеспечением функциональная задача (ФЗ), t_i – время начала выполнения f_i , τ_i – длительность f_i , l_i – логический вектор, обуславливающий выполнение в данный момент времени. Компонентами логического вектора являются логические условия α_i , например: ($\alpha_1=0$, $\alpha_2=1$, $\alpha_3=0$, $\alpha_4=Н$, $\alpha_5=Н$). При этом 1 и 0 соответствуют значениям ИСТИНА и ЛОЖЬ соответственно, а значение Н означает, что данное условие – компонента логического вектора – не влияет на выполнение данной функциональной задачи в установ-

ленное время. Между участвующими в управляющем алгоритме функциональными задачами могут фиксироваться отношения, входящие в сигнатуру алгебраической системы управляющих алгоритмов реального времени [2]. К этим отношениям относятся: совпадение по началу (СН), совпадение по концу (СК), непосредственное следование (\rightarrow), неналожение во времени ($\langle \rangle$), предшествование (\langle), строгое предшествование ($\langle\langle$), наложение с заданным временным сдвигом (Н), следование через заданный интервал (ЗА) и пр. [1]. Существует также отношение в логическом пространстве – логическая несовместность ($\langle I \rangle$). Данные отношения могут являться частью формальной спецификации требуемых свойств реализуемого управляющего алгоритма. Весьма большой интерес представляют при этом методы строгой верификации как существующих, так и проектируемых УА РВ.

Разрабатываемые под руководством автора инструментальные программные средства дают возможность подобной верификации, причем как при строго заданных точно заранее известных параметрах функциональных задач, подлежащих выполнению, так и при переменных параметрах. В этом случае становится возможным не просто решать вопрос о выполнимости формальной спецификации, но и подборе параметров, делающих спецификацию выполнимой. При этом в различных инструментах задействуются разные средства – визуальная верификация, среда логического программирования «Пролог», объектно-ориентированный подход и весьма популярные сейчас SMT-решатели.

Литература

1. Тюгашев А.А., Ильин И.А., Ермаков И.Е. Пути повышения надежности и качества программного обеспечения в космической отрасли // Управление большими системами. Сб. трудов. ИПУ РАН им. В.А. Трапезникова. – 2012. – Вып. 39. – С. 288–299.
2. Тюгашев А.А. Интегрированная среда для проектирования управляющих алгоритмов реального времени // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. – 2006. – Т. 45. – № 2. – С. 287–300.

ИНТЕГРАЦИЯ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ ВНЕШНЕЙ ПЕРЕПИСКИ ПРЕДПРИЯТИЯ В ИНФОРМАЦИОННУЮ СИСТЕМУ ПОДДЕРЖКИ РАЗРАБОТКИ БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Форматоров С.О., Шатский М.А., Щелькалин М.Ю.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

Рассматривается вопрос интеграции процесса учета и контроля переписки с внешними организациями в многокомпонентную систему поддержки разработки бортового программного обеспечения (БПО).

При разработке БПО ведется активная переписка со смежными организациями: в среднем за день в МОКБ «Марс» приходит 40 писем, отправляется 35 писем. Необходимо отследить судьбу каждого из них. Письма, содержащие важные данные по проектам, над которыми ведется работа, необходимо распространить всем заинтересованным лицам.

В рамках, проводимых в МОКБ «Марс» работ по автоматизации разработки БПО КА, было принято решение о добавлении функции по учету переписки предприятия в информационную систему поддержки разработки БПО. Изучение существующей в КБ информационной системы показало целесообразность использования в качестве основы для системы учета и контроля переписки предприятия системы управления проектами Redmine.

Анализ процесса обработки, учета и контроля переписки показал, что существующих в Redmine возможностей недостаточно для реализации всех необходимых функций.

В рамках адаптации системы управления проектами были проведены работы по модернизации исходного кода Redmine для расширения настроек прав доступа к задачам, находящимся в системе. Также был разработан программный модуль оповещения о задачах по обработке почты должностных лиц согласно иерархической структуре предприятия.

Результатом проведенной работы стала возможность учета и контроля переписки с внешними организациями в системе управления проектами Redmine, удалось создать электронный архив переписки предприятия, позволяющий:

- получать уведомление о новых письмах через email;
- отслеживать состояние текущей переписки через web-браузер;
- хранить историю переписки в электронном виде;
- управлять доступом к письмам;
- производить поиск по ранее полученной корреспонденции.

Секция 5

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

ВОПРОСЫ ПРОВЕДЕНИЯ АНАЛИЗА ВИДОВ, ПОСЛЕДСТВИЙ И КРИТИЧНОСТИ ОТКАЗОВ БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Воронкович В.З., Юрьева А.В.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

csp-mars@yandex.ru, korallic@rambler.ru

Процесс проведения анализа видов, последствий и критичности отказов (АВПКО) бортовых комплексов управления космических аппаратов (БКУ КА) имеет ряд особенностей, определяемых задачами и условиями применения. БКУ представляет собой сложное изделие со множеством функций, от успешной реализации которых зависит выполнение целевой задачи космического аппарата.

Проведение АВПКО сложных изделий – процедура трудоемкая, требующая полноты исходных данных и постоянного уточнения полученных результатов по мере отработки конструкции и технологии. Учитывая, что результаты проведенного анализа используют при последующем планировании мероприятий по повышению надежности, своевременность и корректность его проведения очевидны. Опыт показывает, что это вызывает большие трудности на начальных этапах разработки из-за ограниченного объема исходных данных, а результаты АВПКО при организации работ по повышению надежности практически не используются.

Проблемы принятия решений на ранних этапах проектирования занимают в настоящее время особое место в информационно-аналитических технологиях. По этой причине задача поиска опти-

мальных методик анализа отказов и формирование информационной поддержки проведения АВПКО на всех стадиях жизненного цикла БКУ является актуальной и востребованной.

В докладе предлагается дополнить существующую схему проведения АВПКО по ГОСТ 27.310-95 методами анализа рисков, излагаемыми в национальных стандартах ГОСТ Р серии 51901.xx «Менеджмент риска». Прослеживаемое разделение вероятных дефектов на критичные (т.е. влекущие отказ изделия) и дефекты, не влияющие на появление отказа, а также явная зависимость возрастания риска отказа изделия при наличии критических элементов позволяют провести качественную оценку путем построения матрицы «вероятность отказа – тяжесть последствий». Это позволит сократить объем анализируемых элементов и установить приоритетность действий по предотвращению и устранению отказов на основе комбинаций критичности и тяжести последствий. Применение электронной формы учета отказов позволит оперативно отслеживать различные показатели, а именно: виды и количество дефектов; повторяющиеся дефекты; распределение дефектов по причинам и последствиям; затраты на устранение; эффективность мероприятий по предотвращению и т.д. Это открывает дополнительные возможности оптимизации мероприятий по сокращению стоимости жизненного цикла БКУ при условии обеспечения высокого уровня его надежности.

АНАЛИЗ НАРУШЕНИЯ ЦЕЛОСТНОСТИ В НАНОПРОВОДЯЩЕМ ДИЭЛЕКТРИКЕ МИКРОПОЛОСКОВОЙ ЛИНИИ

Жадов А.Д.

*г. Москва, НИУ ВШЭ
exfaust@yandex.ru*

Для предотвращения возникновения электростатических разрядов (ЭСР) в печатных узлах бортовой РЭА в [1] был предложен подход, который заключается в использовании нанопроводящего диэлектрика. Идея использования нанопроводящих диэлектриков

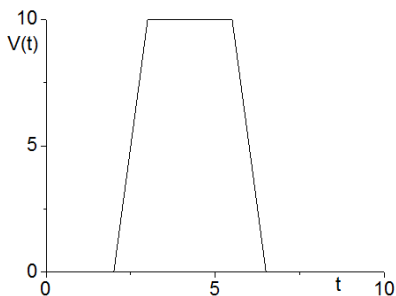
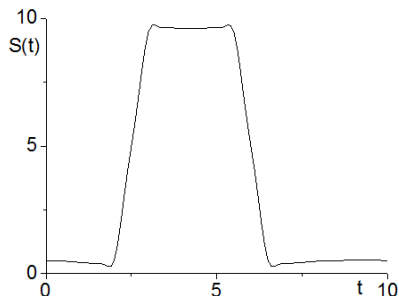


Рис. 1. Исходный импульс

Рис. 2. Импульс на выходе
(суммарные потери, 1 м)

заключается в снижении их электризуемости за счет повышения проводимости. Однако ставится вопрос о дополнительном нарушении целостности сигнала при его передаче по линии с таким диэлектриком.

Для моделирования потерь в медной микрополосковой линии в зависимости от ее длины в среде Mathcad было проведено разложение сигнала, представленного на рис. 1, в ряд Фурье. Далее были рассчитаны потери, возникающие за счет скин-эффекта и диэлектрических потерь, для 20 гармоник прямого Фурье-преобразования.

Потери от скин-эффекта были рассчитаны, как падение напряжения в схеме с резистором, моделирующим активное сопротивление линии передачи за счет уменьшения толщины скин-слоя δ , которая зависит от частоты для медного проводника как:

$$\delta = 66 * 10^{-3} * \sqrt{1/F}, \text{ где } F - \text{частота сигнала.}$$

При расчете диэлектрических потерь было вычислено активное сопротивление, эквивалентное суммарным потерям на сквозную проводимость и активным поляризационным потерям в диэлектрике. Оно представляет собой отношение тангенса угла диэлектрических потерь к произведению емкости диэлектрика на круговую частоту сигнала. Тангенс угла диэлектрических потерь был измерен [2] в диапазоне частот от 100 Гц до 1 МГц, для определения его значений в высокочастотной области Фурье разложения была выполнена экстраполяция. Экспериментальная частотная зависимость

тангенса угла диэлектрических потерь выбрана для концентрации проводящего наполнителя (части сажи) 7%, что обеспечивает требуемую величину электропроводности для исключения физической возможности возникновения ЭСР.

Затем, с учетом потерь, было выполнено обратное преобразование Фурье по 20 основным гармоникам. На рис. 2 представлен полученный сигнал свертки для линии длиной 1 м при воздействии скин-эффекта и диэлектрических потерь.

Из сравнения кривых на рисунках видно, что использование нанопроводящих диэлектриков слабо сказывается на целостности сигнала и вполне оправдано.

Литература

1. *Абрамешин А.Е., Белик Г.А., Саенко В.С.* Исключение внутренней электризации бортовой аппаратуры космических аппаратов путем применения нанопроводящих диэлектриков // В кн.: Труды XXII Международной конференции «Радиационная физика твердого тела» (Севастополь, 9–14 июля 2012 г.) / Отв. ред.: Г.Г. Бондаренко; под общ. ред.: Г.Г. Бондаренко; науч. ред.: Г.Г. Бондаренко. – М.: ФГБНУ «НИИ ПМТ», 2012. – С. 544-550.

2. *Белик Г.А.* Метод повышения устойчивости печатных узлов БРЭА космических аппаратов к возникновению ЭСР. – М.: НИУ ВШЭ, 2013. – 123 с.

РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ТРЕНИЯ В УЗЛАХ ТОЧНОЙ МЕХАНИКИ И ПРИ ОЦЕНКЕ КАЧЕСТВА ОБРАБОТКИ ПОВЕРХНОСТИ ДЕТАЛЕЙ СОПРЯЖЕНИЙ

Квасильчук С.А.², Курапов П.А.¹

г. Москва, АО НПОЦГ «Салют» (Филиал НИИД)¹,

ФГУП МОКБ «Марс»²

q-paul@bk.ru, propellerheads@inbox.ru

Расчет параметров трения при проектировании точной механики имеет большое значение для оценки точностных характеристик измерительных устройств, средств контроля и управления. На ко-

коэффициент трения и зависимые от него характеристики (силы трения, моменты трения, КПД), оказывает влияние ряд факторов, из которых особое значение имеют сочетание материалов в паре трения, микрогеометрия рабочей поверхности, наличие смазочных материалов. Из-за большого числа влияющих факторов в справочной литературе отсутствуют численные значения коэффициентов трения для большинства современных конструкционных материалов.

Развитие исследований по трибологии позволило создать методики расчета параметров трения, основанные на адгезионно-деформационной теории трения. Такие методики используют расчетные выражения для упругого и пластического контактирования вершин выступов с учетом дискретной природы контакта шероховатых тел, но иногда включают в себя коэффициенты, которые не всегда можно отыскать в справочниках и трудно получить экспериментально для используемых материалов.

Задачей настоящей работы является создание методики оценки параметров трения с использованием современной измерительной аппаратуры, позволяющей быстро получать характеристики микрогеометрии и включающей данные об адгезионных и физико-механических свойствах контакта шероховатых тел. Такой метод обеспечит более адекватную оценку триботехнических характеристик сопряжений механизмов и позволит определить оптимальные технологии обработки рабочих поверхностей деталей. Расчет коэффициента трения состоит из оценки составляющей силы трения, обусловленной механическим сопротивлением от взаимодействия шероховатых поверхностей. Такая составляющая суммируется с адгезионной составляющей при учете величины площади фактического контакта, обусловленной уровнем фактического давления в сопряжении.

Подобные расчеты применимы к граничному режиму смазки, режиму работы без смазочного материала, при использовании самосмазывающихся материалов деталей, а также для оценки величины граничной составляющей трения при полужидкостной смазке. В основу метода положена концепция дискретной природы контакта шероховатых тел при использовании модели контакта микро-

выступов, вершины которых представлены сферическими сегментами. В математическом решении такой задачи учитывается угол подъема выступа в направлении скольжения и угол подъема выступа в плоскости, перпендикулярной этому направлению. Оценка фактического давления проводится с единых вероятностно-статистических позиций, для чего аппликаты шероховатой поверхности представлены случайными полями. Характеристики контакта рассчитываются с использованием концепции эквивалентной поверхности, ранее применявшейся в работах Крагельского И.В., Демкина Н.Б. и др. Рассматриваемый метод расчета параметров трения проходил экспериментальную проверку для пар трения, детали которых имеют высокую твердость, и показал удовлетворительные результаты. В настоящей работе рассмотрен пример расчета коэффициента трения для упорного подшипника скольжения с тремя равнонагруженными вкладышами из Бронзы БражМЦ 10-3-1,5, скользящими по плоской поверхности стали ШХ-15.

Расчетные значения коэффициента трения удовлетворительно совпали с опытными данными, причем расчет показывает слабое монотонное уменьшение трения с ростом давления, что характерно для стационарного режима работы пар трения на каждом уровне давления при учете контактных характеристик деталей.

Таким образом, использованный метод расчета параметров трения может быть использован как для практических, так и научных целей.

ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК ИЗДЕЛИЙ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ И ЭКСПЛУАТАЦИИ ИХ ОБРАЗЦОВ

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

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

sheloman@rambler.ru

Оценка характеристик аппаратуры и ее элементов по результатам испытаний и эксплуатации является одним из основных этапов разработок, позволяющим подтвердить правильность выбранных

технических решений. В частности, это относится к оценке показателей надежности электрорадиоизделий, позволяющей подтвердить правильность выбора элементной базы.

Рассматривается задача проверки соответствия характеристик изделия заданным требованиям. Предполагается, что с образцами изделия проведены эксперименты, в которых установлено, что реализации характеристики превышают реализации некоторого «порога». Реализации как характеристики изделия, так и «порога» предполагаются гауссовыми величинами с априори неизвестными математическим ожиданием и дисперсией. Учитываются ошибки измерений, которые предполагаются также гауссовыми с нулевым средним и известной дисперсией. По полученным результатам определяется, превышает ли характеристика изделия заданное значение «порога» с заданной вероятностью при условии, что этому выводу можно доверять с также заданной вероятностью.

В качестве примера рассмотренного подхода приводится оценка показателей надежности электрорадиоизделий, примененных в космическом аппарате «Арктика-М».

ОСОБЕННОСТИ РАЗРАБОТКИ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ПРОВЕРКИ АППАРАТУРЫ

Саурский И.В.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

saurskiy_iv@mail.ru

Проверка работы блоков, входящих в состав систем управления космических и атмосферных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), разрабатываемых в ФГУП МОКБ «Марс», состоит из ряда этапов – от тестирования отдельных компонентов блока до проверки готового блока на комплексном стенде. После сборки блока и до передачи его на комплексный стенд проводится проверка блока на специально оборудованном автоматизированном рабочем месте (АРМ). Состав АРМ подбирается в зависимости от коли-

чества и типа внешних связей проверяемого устройства. В базовой конфигурации АРМ состоит из нескольких персональных компьютеров (ПК), оснащенных дополнительными платами поддержки обмена по требуемым каналам:

- ПК со специальным программным обеспечением (ПО), с помощью которого производится управление тестированием и оценка результатов проверки;

- ПК с программой-отладчиком, с помощью которого осуществляется загрузка версии бортового ПО в блок и наблюдение за работой блока во время проведения тестов;

- ПК с программой-регистратором обменов между блоком и ПК со специальным программным обеспечением.

Кроме того, для проверки работы блока с исполнительными платами может быть отдельно разработан и включен в состав теста АРМ специальный имитатор смежных систем.

Одной из особенностей разработки и отладки ПО проверки нового устройства является работа в составе стенда, на котором практически все компоненты стыкуются между собой впервые – параллельно с отладкой тестового ПО проводится отработка взаимодействия новой аппаратуры, соединяющих кабелей и ПО АРМ. Работа тестового ПО строится на основе взаимодействия ПО блока и ПО АРМ. От АРМ в блок поступают запросы, на основании которых блок должен произвести обмен, при этом важной особенностью является то, что взаимодействие блока с ПО АРМ, насколько возможно, приближено к работе в штатном режиме в составе системы управления БПЛА.

В основном разрабатываемые ФГУП МОКБ «Марс» блоки осуществляют взаимодействие с другими компонентами системы управления в циклическом режиме. При этом выравнивание начала цикла у различных блоков производится либо с использованием команд синхронизации по мультиплексному каналу обмена, либо по сигналу секундной метки времени. Таким образом, при разработке тестового ПО на начальном этапе требуется отработать ме-

ханизм выравнивания цикла между проверяемым блоком и ПО АРМ.

Одним из этапов отладки как тестового ПО блока, так и ПО АРМ является проверка формируемых ими признаков исправности в условиях имитации различных отказных ситуаций. Для этого используются как специальные аппаратные средства, физически прерывающие обмен или вносящие в обмен определенные помехи, так и дополнительно разрабатываемые технологические подпрограммы, включаемые в тестовое ПО и имитирующие возникновение ошибок по требуемому каналу обмена. Еще одной особенностью тестового ПО является то, что для блоков, включающих в себя несколько вычислителей (граней), алгоритм работы ПО в блоке требуется построить таким образом, чтобы все вычислители получали информацию о текущем режиме работы блока и выполняли требуемые действия при тестировании. Результаты, полученные в процессе разработки тестового ПО, затем используются при создании штатного ПО, которое после этого обрабатывается на комплексных стендах и аналого-цифровых комплексах.

Секция 6

ПРОБЛЕМЫ ПОДГОТОВКИ КАДРОВ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ НА БАЗОВЫХ КАФЕДРАХ УНИВЕРСИТЕТОВ

ПОДГОТОВКА ВЫСОКОКВАЛИФИЦИРОВАННЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ ПО ИНЕРЦИАЛЬНОЙ И СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ

Болотин Ю.В., Голован А.А., Матасов А.И., Попеленский М.Ю.

*Москва, МГУ имени М.В. Ломоносова
(механико-математический факультет)
tpropelensky@master.math.msu.ru*

Механико-математический факультет МГУ реализует следующие образовательные программы для желающих получить высокую квалификацию в области инерциальной и спутниковой навигации:

- программа подготовки специалиста «Фундаментальные математика и механика», срок обучения – 6 лет;
- магистерская программа «Навигация и управление в космосе и на Земле. Математические методы и алгоритмы» по направлению «Механика и математическое моделирование», срок обучения – 2 года;
- курсы повышения квалификации, по полгода.

Профессионально ориентированная часть основных образовательных программ состоит из пяти основных блоков: базовые курсы по математике и механике, базовые курсы специализации, специальные курсы, практикумы, научно-исследовательская работа.

К базовым курсам специализации относятся механика управляемых систем, динамика систем связанных тел и гироскопы, теория колебаний и фракционный анализ. Их цель – дать основу для изучения специальных курсов и выполнения в значительной степени самостоятельной научно-исследовательской работы. Крайне важно

сопровождение базовых курсов еженедельными семинарскими занятиями.

Специальные курсы направлены на обучение эффективным методам исследования задач навигации, управления и оценивания, приложению этих методов к задачам инерциальной и спутниковой навигации, авиационной гравиметрии.

Структура предлагаемых курсов во многом определяется опытом многолетнего сотрудничества сотрудников кафедры прикладной механики и управления и лаборатории управления и навигации с ведущими российскими компаниями, занимающимися разработкой интегрированных навигационных комплексов и систем управления подвижными объектами. Содержание спецкурсов постоянно пополняется и изменяется в соответствии с современными научными достижениями и требованиями приложений.

Практикумы представляют собой неотъемлемую часть подготовки высококвалифицированных специалистов. Среди них: работа на ЭВМ и программирование, вычислительный практикум, общий и специальный физико-механический практикум, компьютерный практикум по специальности.

Научно-исследовательская работа студента занимает значительное место в учебном плане. За время обучения по программе специалитета студент должен написать три курсовых и одну дипломную работу, студент магистратуры – одну курсовую и одну дипломную.

За последние десять лет курсы повышения квалификации по инерциальной и спутниковой навигации были прочитаны на нескольких отечественных и зарубежных предприятиях. Сейчас сотрудники кафедры и лаборатории ведут занятия по следующим курсам повышения квалификации:

- Современные алгоритмы интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем.
- Оптимальное оценивание: математические методы и практические алгоритмы.
- Цифровая обработка сигналов.

– Альтернативные методы оценивания для инженеров.

Кроме того, существует возможность проведения индивидуальной для предприятия программы повышения квалификации.

УЧЕБНЫЙ ПЛАН ПОДГОТОВКИ РАЗРАБОТЧИКОВ ВСТРОЕННОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ С ПОЗИЦИИ ТРЕБОВАНИЙ ПРОФЕССИОНАЛЬНЫХ СТАНДАРТОВ

Голубева Т.С.¹, Порешин П.П.², Сеницын С.В.¹

*г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»¹, МАИ (НИУ)²
office@mars-mokb.ru*

Принцип Питера:

В любой иерархической системе каждый служащий стремится достичь своего уровня некомпетентности.

Разработка встроенного программного обеспечения в космической области имеет ряд особенностей, которые необходимо учитывать при подготовке программистов и тестировщиков. В значительной степени профессиональные стандарты «Системный программист», «Тестировщик» и «Специалист по разработке системы управления полетами ракет-носителей и космических аппаратов» отражают состав знаний и навыков, необходимых разработчику вышеозначенных встроенных систем. Однако однозначного понимания способов их развития нет. В докладе обсуждается опыт базовой кафедры ФГУП МОКБ «Марс», организованной при МАИ (НИУ), по подготовке специалистов – разработчиков систем управления для беспилотных космических аппаратов.

Одной из особенностей является необходимость работы с моделями «внешних» устройств системы управления. Дополнительной особенностью является большая длительность самого процесса разработки, при котором до последнего момента поток изменений продолжается, так как аппаратура, как правило, продолжает дорабатываться параллельно с созданием ПО. Сроки эксплуатации же мо-

гут составлять десять и более лет. В результате значительно возрастают требования к составу и качеству программной документации.

Создавая при МАИ (НИУ) базовую кафедру «Бортовая автоматика беспилотных космических и атмосферных летательных аппаратов», руководство базового предприятия, факультета и преподавательский состав были поставлены перед проблемой выработки такого варианта учебного плана, в рамках которого удалось бы учесть основные нюансы создания встроенного ПО систем управления КА.

Основной принцип, заложенный в идею подготовки, – непрерывность и последовательное усложнение учебных заданий в рамках единого тематического подхода. Студенту прививаются квалификационные навыки: (1) оформления программной документации, (2) проектирования архитектуры разрабатываемой системы, (3) умения строить и исследовать формальные модели объектов управления, (4) владения современными инструментальными средствами разработки и информационной поддержки технологических процессов. Пять прошедших лет позволяют сделать некоторые выводы, отметить положительные моменты и дать рекомендации на будущее.

С целью верификации учебного плана подготовки по отношению к профессиональным стандартам были взяты упомянутые выше 4 аспекта квалификационных требований с учетом степени их удовлетворения по трем степеням: знать, уметь, владеть. По этим 4-м параметрам были построены три «модели» специалиста, соответствующего: учебному плану, требованиям профессионального стандарта «Системный программист» в области встроенного ПО и потребностям базового предприятия кафедры. В докладе обсуждается опыт сопоставления этих моделей.

Представленные в докладе выводы могут служить примером реализации требований профессиональных стандартов в такой специфической области, как разработка встроенного ПО систем управления беспилотными космическими аппаратами – высококритической области, для которой ведущую роль играет качество программного обеспечения.

ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ СРЕДСТВ ИНФОРМАЦИОННОЙ ПОДДЕРЖКИ ПРИ ОБУЧЕНИИ РАЗРАБОТКЕ ВСТРОЕННОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Кузьмин С.А.¹, Порешин П.П.², Саурский И.В.¹, Сеницын С.В.¹
г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»¹, МАИ (НИУ)²
office@mars-mokb.ru

Это невозможно, это невозможно, это невозможно не понять,
Что бывает поздно, очень-очень поздно, просто невозможно догонять.
Ю. Энтин

При подготовке разработчиков встроенного программного обеспечения (ПО) в соответствии с ГОСТ Р 51904-2002 приходится обращать значительное внимание не только на приемы написания и тестирования программного кода [1, 2], но и на такие аспекты, как соблюдение четкого временного графика проекта, владение средствами конфигурационного управления (configuration control) (КУ) и процедурами управления изменениями (change control).

На кафедре «Бортовая автоматика беспилотных космических и атмосферных летательных аппаратов» МАИ (НИУ) с 2014 года внедряется комплекс инструментальных и методических средств, стимулирующих студентов к освоению промышленных приемов разработки встроенного программного обеспечения и выработке у них привычки строгого соблюдения сроков при выполнении групповых проектов.

Иллюстрацией данного подхода может служить выполнение заданий учебно-исследовательской работы студента (УИРС) – дисциплины, охватывающей 2–5 курсы подготовки. Каждому студенту предлагается последовательно выполнить различные этапы создания упрощенной системы управления, используя материалы (проектные документы), созданные другими участниками разработки, и, в свою очередь, подготовить материалы для следующих этапов и исполнителей. При этом единой информационной средой, поддер-

живающей целостность проектной документации, является Redmine совместно с Subversion.

Весь проект студента разбивается на 6 этапов, примерно соответствующих водопадной модели жизненного цикла ПО. Каждый этап априорно оценивается в некоторое количество баллов, распределение которых позволяет акцентировать внимание обучающихся на определенной технологической операции: проектировании интерфейсов, определении требований, собственно кодировании, тестировании и т.п. Обычно на последний этап выделяется не менее 30 баллов (из общих 100), т.к. для выполнения тестирования приходится реализовать драйвер и заглушки, имитирующие окружение разработанного модуля. Практика студенческих проектов показывает, что объем «тестовой оснастки» порой вдвое превышает объем тестируемого ПО.

За срыв назначенных сроков работ применяются системы штрафов. Поэтому даже успешно выполнив оформление всех документов, но нарушив график работ, студент рискует не получить положительную оценку за проект. Разработанная система бальных оценок стимулирует исполнителя строго выполнять требования стандартов разработки и неукоснительно придерживаться заданных в проекте сроков выполнения работы.

Меняя соотношение штрафов и поощрений, удается достигнуть желаемого эффекта: с самого первого занятия студент понимает, что срыв сроков приведет к получению неудовлетворительной оценки даже при «идеальном» состоянии итоговой документации.

Литература

1. ГОСТ Р 51904-2002. Программное обеспечение встроенных систем. Общие требования к разработке и документированию.

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

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРОФЕССИОНАЛЬНЫХ СТАНДАРТОВ В ВЫСШЕМ ОБРАЗОВАНИИ

Мельникова О.И.

г. Дубна, Государственный университет «Дубна»

oimelnik@mail.ru

Изменения в высшем образовании, направленные в сторону практикоориентированности, все более четко стали проявляться еще с ГОС ВПО-2. Дальнейшее развитие государственных образовательных стандартов (ФГОС 3, ФГОС 3++) только укрепило эту линию. В последних образовательных стандартах и рекомендательных бумагах Министерства образования четко прописаны требования соотношения образовательных и профессиональных стандартов (ПС) как ориентиры обучающего процесса. Именно этим уже не просто определено, а закреплено использование ПС в высшем образовании.

Использование ПС может (и должно) идти несколькими путями. Во-первых, при разработке основной профессиональной образовательной программы необходимо выделить те ПС, на которые она будет ориентирована. Советы по профессиональным квалификациям (СПК) по областям деятельности разрабатывают таблицы соотношения ФГОС и ПС. В частности, СПК в области информационных технологий разработал и утвердил эти соотношения (<http://nspkrf.ru/vzaimodeystvie>). Эту информацию очень полезно использовать при разработке образовательной программы и выборе создаваемых профилей обучения.

Далее, выбрав определенные ПС, их содержание необходимо учитывать для разработки программ учебных дисциплин. Структура ПС: обобщенная трудовая функция (ОТФ) – трудовые функции (ТФ) – трудовые действия (ТД). Каждая ОТФ определяет соответствующий квалификационный уровень. Бакалавриат – это 4-й и 5-й уровень. Магистратура, как правило, – 6-й и 7-й уровни. Соответственно, при разработке профиля обучения необходимо выбрать

соответствующую квалификации ОТФ и при формировании набора учебных дисциплин учесть покрытие ими (или изучение в них) всех трудовых функций из этой ОТФ. Разрабатывая учебные программы дисциплин, преподавателям необходимо учитывать трудовые действия, указанные в ТФ. Формы обучения данным ТД можно использовать совершенно различные, отдавая при этом предпочтение проектным, т.к. именно в них лучше развивать различные профессиональные компетенции путем формирования междисциплинарных знаний и умений.

Есть и еще несколько моментов использования ПС – организационного и оценочного плана. Профессионально-общественная аккредитация (ПОА) образовательных программ (ст. 96 ФЗ № 273 «Об образовании»), которую необходимо проводить перед государственной аккредитацией вуза, посвящена «проверке соответствия образовательной программы требованиям рынка труда качества обучения требованиям работодателей». Говоря менее официально, проводится проверка того, как та или иная образовательная программа готовит специалистов (бакалавров или магистров) для рынка труда, то есть на умения и навыки, описанные в ПС. Эксперт, проводящий ПОА и изучающий ОПОП, будет изучать именно этот процесс – соответствие вашей ОП конкретному ПС.

Но и на этом процесс не заканчивается: в настоящее время министерство труда активно развивает независимую оценку квалификации. Проводить ее должны будут создаваемые не вузами и не отдельными компаниями центры оценки квалификаций (ЦОК) по разработанным рабочими группами и утвержденным комплектам оценочных средств (КОС). И рабочие группы, и КОС, и ЦОК будут утверждаться Советами по профессиональным квалификациям. Наполнение КОС также тесно связано с ПС. Проводимая независимая оценка должна доказать соответствие специалиста конкретному квалификационному уровню ПС. Проходить эту оценку могут как уже готовые специалисты, так и только что окончившие вуз, так и старшекурсники – каждый на свой квалификационный

уровень. Показатель – количество сертифицированных студентов/выпускников – крайне важный для ПОА.

Таким образом, использование ПС крайне важно на данном этапе развития нашего высшего образования.

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ БАЗОВОЙ КАФЕДРЫ И БАЗОВОГО ПРЕДПРИЯТИЯ. ОПЫТ МАИ (НИУ)

Порешин П.П.², Сеницын С.В.¹, Соколов В.Н.¹, Сыров А.С.¹

*г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»¹, МАИ (НИУ)²
office@mars-mokb.ru*

Создание современных систем управления беспилотных космических аппаратов выявляет ключевую роль бортового программного обеспечения (ПО). В этой области с особой яркостью проявляется специфика встроенного ПО и требования к его разработчикам, использующим кросс-средства разработки и наукоемкие технологии производства и сопровождения продукции. Потребности подготовки специалистов, владеющих знаниями, методами, техническим и практическим опытом работы в рамках реальной технологии предприятия, приводят к установлению прямых контактов между ВУЗом и промышленностью на ранних стадиях обучения. Формами контактов могут быть: совместные организации практики, выполнение курсовых и дипломных проектов под руководством специалистов предприятия и т.п.

Одной из схем взаимодействия «ВУЗ – предприятие» является организация базовой кафедры. При этом значительную часть профильных предметов могут читать специалисты предприятия. Часть занятий студентов проводится на технической базе предприятия, а в состав учебных заданий и лабораторных работ внедряются элементы реальных технологических процессов и изделий.

Подобная форма взаимодействия позволяет предприятию влиять на формирование учебного плана. Надо учитывать, что первич-

ные стадии профильной подготовки могут включать только ограниченный состав предметов (дискретная математика, информатика, структуры данных, операционные системы), так как студентам еще не начитаны общие математические и инженерные дисциплины. Все это приводит к профилю «специальных» дисциплин, приведенному на рис. 1.

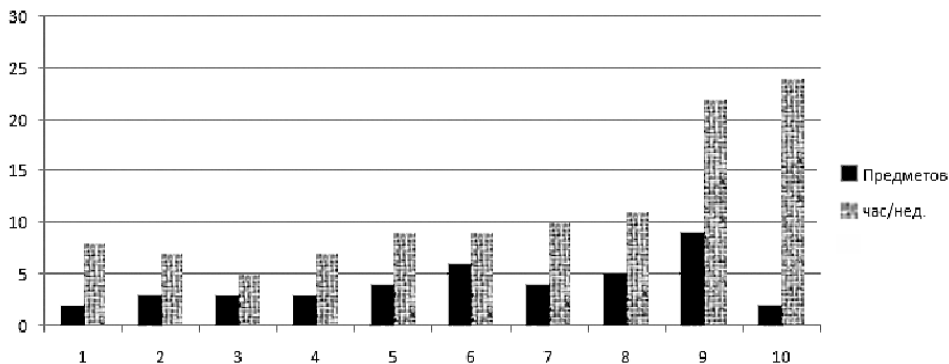


Рис. 1. Профиль специальных дисциплин по семестрам

Опыт семи лет функционирования кафедры 705Б в области разработки встроенного программного обеспечения систем управления может служить иллюстрацией возникающих на пути базовой кафедры проблем и способов их решения при условии явной заинтересованности предприятия.

Следует отметить, что примененные на кафедре методические приемы позволили уже после третьего курса вовлечь в работу на предприятии более 85% обучающихся. При этом их работа на предприятии органически сочетается с освоением учебных дисциплин. Их изучение позволяет в ходе учебного процесса решать реальные производственные задачи и использовать производственный опыт при выполнении учебных заданий. А тот факт, что в числе выпускников кафедры в 2016 году трое получили красные дипломы, в 2017 году опять трое – трое на всем факультете, показывает результативность принятого подхода.

ДОПОЛНЕНИЕ

БИНАРНАЯ ИЕРАРХИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Морозов Д.В.

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

i_at_morozov@mail.ru

Существующие диагностические модели разработаны для определенных целей – поиска отказавшего элемента, его замены и обладают рядом существенных недостатков, общими из которых являются:

- не позволяют решить задачу изменения алгоритма функционирования системы управления беспилотного летательного аппарата (СУ БЛА) при возникновении отказа;
- глубина поиска отказа определяется уровнем ремонта;
- не позволяют оптимизировать глубину самоконтроля бортовой контрольно-проверочной аппаратуры (БКПА) БЛА;
- сложность и трудоемкость в практическом использовании.

Разработанная бинарная иерархическая модель (БИМ) системы управления беспилотного летательного аппарата учитывает функциональную структуру БКПА СУ, позволяет оценить влияние функциональных частей БКПА на конечный результат процесса полета БЛА и возможность осуществления процедуры изменения алгоритма функционирования БКПА.

При построении БИМ СУ БЛА введены понятия: элементарная операция (ЭО- L), элементарная проверка (ЭП- I), функции (Θ) задачи (F), комбинаторное подмножество элементов (КПЭ) различных уровней. БИМ СУ может быть представлена в виде графа, таблицы или матрицы. Графовая форма представления БИМ СУ позволяет:

- наглядно определить степень влияния функциональных подмножеств БКПА на решаемые задачи;

- установить логическую связь через ЭО (ЭП) между функциональными подмножествами БКПА и бортовой аппаратурой (БА) БЛА;
- определить оптимальную глубину самоконтроля БКПА;
- представить структуру СУ в виде каналов контроля и контролируемых каналов (выделить области влияния и влияющие);
- разработать алгоритм формирования функциональных подмножеств и методику оптимизации системы самоконтроля.

Табличная форма представления модели осуществляет связь ее различных уровней; удобна для ввода в память ЦВМ, кроме того, каждая программа связана с другими программами через таблицы; позволяет разработать методику изменения алгоритма работы БКПА; учитывает надежность характеристики элементов БКПА.

БИМ уровня ЭО позволяет провести анализ качества функциональных элементов подсистем БКПА, решить задачу инженерного синтеза СУ и осуществить принцип изменения алгоритма работы БКПА при различных концепциях ее рационального поведения (пригодности, оптимизации, адаптации).

БИМ уровня ЭП позволяет осуществить процесс поиска отказа в БКПА, разработать алгоритм процесса подготовки и пуска ракеты с отказами в БКПА, оптимизировать по выбранным критериям процесс выбора очередной проверки при самоконтроле БКПА. Разработана методика построения БИМ уровня ЭП.

БИМ уровня задач учитывает функциональный состав БКПА и список задач, решаемых БЛА в режиме полета. Позволяет определить, какой функциональной части БКПА принадлежит отказ и какую (какие) задачи сможет выполнить БЛА с данным отказом.

Разработана методика построения БИМ уровня задач соответствующих функций. Разработанная БИМ отображает связи между областями (ЭО, ЭП, функции, задачи) управления и функциональной структурой СУ. Процесс построения БИМ обеспечивает «вложенность» моделей различных уровней $\mathcal{F}(B) \subseteq \mathcal{F}(\Omega) \subseteq \mathcal{F}(\mathcal{R})$; $L \subseteq P \subseteq \Theta \subseteq F$.

СПИСОК АВТОРОВ

Аверченков А.С.	53	Голован А.А.	122
Азаров С.И.	55	Голодушкина П.Д.	39
Акимов Е.В.	11	Голозин А.А.	55
Апасов Д.В.	83	Голубева Т.С.	124
Астраханцева О.А.	39	Горбачев М.В.	93
Ахмедова Е.Р.	57	Горячев О.В.	59–62, 64
Ашарина И.В.	9, 84	Гришин В.Ю.	9
Белов Е.Ю.	87	Гусев К.А.	17
Болотин Ю.В.	122	Динеев В.Г.	18
Бородин Д.В.	58	Дишель В.Д.	65
Бочаров М.В.	13	Добрынин Д.А.	20
Бурков А.Ю.	89	Дорохов М.В.	20
Бушуров А.С.	41	Дризе А.Д.	67
Васильев В.В.	58	Ермилов А.С.	21
Виленский В.В.	11	Есаков В.А.	18
Виноградов Н.Н.	55	Ефромеев А.Г.	59, 61
Вишталъ С.Н.	53	Жадов А.Д.	114
Воробьев В.В.	59	Жегов Н.А.	91
Воронкович В.З.	113	Живихин К.А.	46
Гаврикова Н.М.	43	Зиновьев П.Д.	48
Гаврилкин В.К.	60	Измайлов-Перкин А.В.	48
Гаммал А.С.	43, 45	Иодко Г.С.	20
Глумов В.М.	15	Каленова В.И.	23

Квасильчук С.А.	116	Морозов Д.В.	132
Кветкин Г.А.	48	Морозов О.О.	59, 61
Киречко М.В.	46	Мухин А.В.	32
Кислинский В.Н.	97	Насыров М.Б.	89
Клычников В.В.	69, 71	Наумов С.А.	29
Козырь А.В.	73	Нгуен Д.Т.	75
Колосов О.С.	39	Неусыпин К.А.	69, 75
Кольцов С.Ю.	93	Нехороший Ю.И.	34
Конов К.И.	67	Орлов Ю.И.	49
Коренькова Е.А.	93	Осипов Ю.В.	58
Косинский М.Ю.	25, 27, 87, 95	Попеленский М.Ю.	122
Кошелев Б.В.	97	Порешин П.П.	124, 126, 130
Кузьмин С.А.	99, 126	Прокопов Б.И.	45
Кузенков А.Н.	29	Пролетарский А.В.	69, 71
Курапов П.А.	116	Пучков А.М.	51
Куркин М.С.	31	Растворов А.Ю.	77
Лазарев Д.В.	32	Реутов В.Г.	118
Левин С.В.	18	Решетников С.А.	25
Лобанов А.В.	9, 84	Ромадин Ю.А.	36
Ляпина К.А.	93	Рябогин Н.В.	17
Марченко М.В.	91	Рябогина И.А.	13
Матасов А.И.	122	Самбаров Г.Е.	37
Межирицкий Е.Л.	65	Сапожников А.И.	65
Мельникова О.И.	128	Саурский И.В.	102, 119, 126
Морозов В.М.	23	Связов А.В.	48

Селезнева М.С.	69, 71, 75	Суханов В.М.	15
Селиванов Ю.И.	103, 105	Сыров А.С.	36, 51, 130
Семашкин В.Е.	49	Тюгашев А.А.	109
Синельников В.В.	118	Феофилов С.В.	73
Синицын С.В.	107, 124, 126, 130	Фомин К.А.	103, 105
Сиренко В.Г.	9	Форматоров С.О.	111
Скородумов А.И.	29	Чистяков В.Ю.	46
Соколов В.Н.	17, 36, 130	Шаповалов А.Б.	77
Соколов С.В.	36	Шатский М.А.	27, 87, 95, 111
Соколова Н.В.	65	Шеломанов Д.А.	118
Соловьев А.С.	51	Шигин И.А.	64
Соловьев И.В.	41	Шуваев И.Н.	97
Соломатин И.И.	78	Щелькалин М.Ю.	111
Степанов В.С.	80	Щерблюк А.Г.	93
Степочкин А.О.	62	Юрьева А.В.	113
Сутурин А.С.	77		

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

ТЕЗИСЫ ДОКЛАДОВ

IV Всероссийской научно-технической конференции
Москва, 31 октября – 2 ноября 2017 г.

Программный комитет:

д.т.н. Кечиев Леонид Николаевич

д.т.н. Реутов Валерий Генрихович

к.т.н. Сеницын Сергей Владимирович

д.т.н. Соколов Владимир Николаевич

Тезисы представлены в авторском исполнении

Подписано в печать 11.09.2017

Формат 60x84 1/16. Печать на ризографе.

Усл. печ. л. 8,5. Тираж 100 экз.

Отпечатано в МОКБ «Марс»

127473, г. Москва, 1-й Щемиловский переулок, 16