

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

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

ТЕЗИСЫ ДОКЛАДОВ

II Всероссийской научно-технической конференции
Москва, 24-26 октября 2012 г.

Проводится при поддержке
АКАДЕМИИ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

ББК 39.56
УДК 629.7.05(063)
С 40

С 40 Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами: Тезисы докладов II Всероссийской научно-технической конференции. – М.: МОКБ «Марс», 2012. – 188 с.

ISBN 978-5-9903829-1-6

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

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

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

Сборник состоит из пяти разделов в соответствии с названиями секций:

- 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.

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

ISBN 978-5-9903829-1-6

© ФГУП МОКБ «МАРС», 2012

СОДЕРЖАНИЕ

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

| | |
|---|----|
| Володин В.Д., Соломаха С.Г., Цуриков Ю.А. Разработка способов управления и контроля за полетом РКН, обеспечивающих повышенные полетную надежность, экологическую безопасность, ресурс и безопасность стартового комплекса в условиях аварийных ситуаций в полете и на старте | 11 |
| Быков А.К., Деревянкин А.В., Дишель В.Д., Соколова Н.В., Сулимов В.Г. Теоретические основы инерциально-астропутниковых систем управления космическими транспортными средствами. Результаты применения и перспективы развития | 12 |
| Глумов В.М., Рутковский В.Ю., Суханов В.М. Адаптивная коррекция алгоритмов управления ориентацией нежесткого крупногабаритного спутника | 14 |
| Динеев В.Г., Ефимов А.А., Мухин А.В., Успенская О.А. Методические вопросы уменьшения числа расчетных режимов для анализа устойчивости движения сложных динамических объектов на основе вероятностных методов | 16 |
| Добрынин Д.А., Заведеев А.И., Ковалев А.Ю., Лазарев Н.И., Полосин И.В., Шимягин В.И. Стадии и этапы обработки телеметрической информации с космических аппаратов гражданского назначения на этапе эксплуатации | 18 |
| Добрынин Д.А., Кравчук С.В., Самус П.А., Соколов В.Н., Сыров А.С., Шатский М.А. Опыт использования режима стабилизации по информации звездных приборов на различных космических аппаратах | 19 |
| Ермилов А.С., Ермилова Т.В. Непрерывный фильтр Калмана для оценивания координат упругих колебаний деформируемых космических аппаратов с гиросиловой стабилизацией | 21 |
| Заведеев А.И., Ковалев А.Ю. Разработка эффективных способов повышения отказоустойчивости бортовой системы управления космическим аппаратом | 23 |
| Зброшенко А.Н. Об одном способе определения параметров терминального управления разгонным блоком | 24 |
| Зброшенко А.Н. Терминальное наведение разгонного блока с оптимизацией траекторий в реальном масштабе времени | 25 |
| Зброшенко В.Н., Лобанов В.С., Тарасенко Н.В., Горячев А.Ф. Астроинерциальные системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. Состояние и перспективы развития | 27 |

| | |
|--|----|
| Ковальский В.С. Система программного управления ориентацией космических аппаратов | 28 |
| Ковальский В.С., Косинский М.Ю., Шатский М.А. Программный комплекс обработки результатов испытаний функционального программного обеспечения бортовой системы управления космическим аппаратом | 30 |
| Лацев А.Я., Соколов В.Н., Сыров А.С. Построение идентификатора состояния космического аппарата | 32 |
| Луняков С.В., Мищихин В.В., Соколов В.Н., Сыров А.С. Опыт разработки и эксплуатации бортовых систем управления для космических аппаратов ГКНПЦ им. М.В. Хруничева | 34 |
| Неусыпин К.А., Пролетарская В.А. Алгоритмы коррекции спутниковых навигационных систем | 35 |
| Пролетарский А.В., Алексеева Е.Ю. Разработка интеллектуализированных систем управления космическими летательными аппаратами | 38 |
| Реутов В.Г., Соколов В.Н. Интеграция космических платформ и их целевых нагрузок | 40 |
| Рябогин Н.В. Исследование влияния упругих деформаций корпуса космического аппарата на точность ориентации целевой аппаратуры | 41 |
| Рябогин Н.В. Калибровка дрейфов датчиков угловой скорости космических аппаратов по информации от звездных датчиков при вращении вокруг произвольной оси | 42 |
| Самус П.А., Сыров А.С., Шатский М.А. Принципы контроля нерезервированных гироскопических приборов ориентации космических аппаратов | 44 |
| Шариткин Ю.Н. Гравитационные маневры для выведения в точку Лагранжа 2 | 45 |
| Шариткин Ю.Н. Учет гравитационной силы Луны на участке выведения | 47 |
| Шатский М.А., Щелькалин М.Ю. Система автоматизации испытаний функционального программного обеспечения систем управления космических аппаратов | 48 |
| Филимонов А.Б., Филимонов Н.Б. Принцип гибких кинематических траекторий управления терминальными маневрами летательных аппаратов | 50 |
| Филимонов Н.Б. Оптимизационный и стохастический аспекты инженерных задач управления движением | 51 |

Секция 2. Системы управления атмосферными беспилотными летательными аппаратами

| | |
|--|----|
| Апарин Ю.Я., Огольцов И.И., Рожнин Н.Б., Шеваль В.В. Режимы работы аэромобильного лидара | 54 |
| Бабичев В.И., Горячев О.В., Неклюдов А.И., Феофилов С.В., Фимушкин В.С. Применение и принципы проектирования беспилот- ных летательных аппаратов в составе современных комплексов высо- коточных систем | 56 |
| Герасимов Г.И., Джанджгава Г.И., Сотников В.И. Методика оцен- ки продолжительности полета беспилотного летательного аппарата | 57 |
| Дьячук А.К., Оркин Б.Д., Оркин С.Д. Универсальный алго- ритм синтеза управления в задаче наведения летательных аппаратов | 59 |
| Иванов Е.Г., Каманин В.В., Поповцев С.С., Шахатуни М.Е., Юрескул А.Г. Аппаратура системы управления для мониторинга морской и наземной поверхности с помощью беспилотных летатель- ных аппаратов | 61 |
| Каннер М.Г., Константинов С.В., Косарев В.А. Технология проектирования систем управления перспективных маневренных бес- пилотных летательных аппаратов | 62 |
| Карева Е.М., Пучков А.М., Сыров А.С. Алгоритмический принцип формирования адаптивной компоненты стабилизации плани- рующего движения нестационарного беспилотного летательного аппарата | 65 |
| Ковальчук В.А., Крайнов А.К., Кушалов С.В., Ляпунов В.В., Постников Д.С., Яшин В.П., Кравчук С.В., Сыров А.С., Тацюк Д.Г., Изотов Д.Б., Колюк Д.М., Смородин Ю.П. Методология испытаний на комплексе полунатурного моделирования совместного функциониро- вания системы управления и системы конечного наведения беспилотных летательных аппаратов | 67 |
| Коссов Е.В., Тер-Саакян А.С. Создание комплекса и разработка специального программно-математического обеспечения для полунатурно- го моделирования систем управления беспилотных летательных аппаратов | 69 |
| Кравченко П.П., Хусаинов Н.Ш. Применение методологии син- теза алгоритмов цифрового управления перевернутым маятником на тележке с использованием аппарата оптимизированных дельта- преобразований второго порядка для управления беспилотным лета- тельным аппаратом на конечном участке траектории | 70 |

| | |
|--|----|
| Кувшинов В.С. Математическое и полунатурное моделирование в обеспечение летных испытаний авиационных управляемых средств поражения с инерциально-спутниковой системой наведения | 72 |
| Лазиков Д.В., Синяков Д.А. Новые подходы к формированию математических моделей реального времени для комплексов полунатурного моделирования бортовых систем управления оружия класса «В–П» с применением липух-подобных операционных систем | 73 |
| Лазиков Д.В., Хлебников Д.В. Особенности формирования фоноцелевой обстановки на комплексах полунатурного моделирования бортовых систем управления оружия класса «В–П» с радиолокационными системами наведения | 75 |
| Макрушин А.П., Мухин В.В., Нестеров М.Ю. Малогабаритная радиолокационная станция с синтезированием апертуры «Шмель-М» | 76 |
| Пучков А.М., Сыров А.С. Многорежимный адаптивный метод управления и стабилизации продольного движения беспилотным летательным аппаратом в широком диапазоне высот и скоростей полета | 78 |
| Седунов Э.И. Радар – щит или цель | 79 |

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

| | |
|---|----|
| Акулов А.И., Антонова М.В., Новиков Л.З. О некоторых результатах экспериментальной отработки малогабаритного волоконно-оптического гироскопа | 81 |
| Баландин А.И., Барышников К.О., Коптенков М.И. Модернизированный компенсационный кварцевый акселерометр | 82 |
| Баландин А.И., Барышников К.О., Коптенков М.И., Шаховцев Е.В. Малогабаритный волоконно-оптический гироскоп с расширенным диапазоном рабочих температур | 84 |
| Баландин А.И., Барышников К.О., Коптенков М.И., Шаховцев Е.В. Ретроспективный анализ волоконно-оптических гироскопов | 85 |
| Бодунов Б.П. Трехосный измеритель угловой скорости на базе твердотельного волнового гироскопа | 87 |
| Бордачев Д.А., Казаков Б.А., Шустов И.Е. Разработка гироскопического измерителя вектора угловой скорости с двухотсчетной измерительной системой | 88 |

- Борисов М.В., Крылов Н.В., Самсонович С.Л., Степанов В.С.** О возможности размещения исполнительного механизма электропривода в габаритах опорного устройства рулевой поверхности беспилотных атмосферных летательных аппаратов 90
- Бусурин В.И., Казарьян А.В., Звей Нэй Зо** Исследование характеристик преобразователя на основе оптического туннельного эффекта для измерения электрического напряжения 93
- Васильева Ю.С., Чижевская О.М., Шевцова Е.В., Щербинин В.В.** Алгоритм функционирования цветной оптической корреляционно-экстремальной системы навигации летательных аппаратов 95
- Горячев О.В., Панарин А.А.** Организация скользящего режима в системе наведения и стабилизации с вентильным бесконтактным двигателем постоянного тока 96
- Григорян Э.А., Дудко Л.А., Миловская Н.В.** Обеспечение вибропрочности гироскопических измерителей вектора угловой скорости 98
- Гультияев А.В.** Формирование радиосигналов с кодовым разделением в диапазоне L3 для космических аппаратов ГЛОНАСС 99
- Дубинин А.В., Смолян К.В.** Влияние величины зазоров в газодинамической опоре на несущую способность 101
- Дудко И.Л., Дудко Л.А., Ягодкин В.М.** Конструктивные особенности установки поплавковых гироскопов в ГИВУС 103
- Евсеев М.П., Петров М.Б., Шендяпин В.Д.** Реализация управления гироскопическим измерителем вектора угловой скорости с двухотсчетной измерительной системой 105
- Ефромеев А.Г.** Микропроцессорная система управления стабилизированным по крену модулем коррекции с вентильным исполнительным двигателем 107
- Жегалин И.И., Корнюхин А.В., Терешкин А.И., Язынин П.Н.** Герметизированный малогабаритный блок датчиков угловой скорости 109
- Кветкин Г.А., Связов А.В., Щербинин В.В.** Разработка автоматизированной системы посадки беспилотных летательных аппаратов 110
- Козорез Д.А., Красильщиков М.Н., Кружков Д.М., Сыпало К.И.** Интегрированная навигационная система космических аппаратов на геостационарной и высокоэллиптической орбитах, функционирующая в условиях активных помех 112
- Кобельков В.Б., Коршунов А.С.** Применение беспоисковых алгоритмов для навигации по изображениям радиоконтрастных реперных объектов 113

| | |
|--|-----|
| Константинов Д.Ю., Смирнов С.В., Теслер М.Э. О возможности полностью автономной навигации беспилотных летательных аппаратов дальнего полета | 115 |
| Логачев А.И., Усов С.В. Создание маятникового акселерометра с диапазоном измерения линейных ускорений до 150g | 116 |
| Минчук С.В. Методика проектирования электрических рулевых приводов для коррекции траектории полета вращающихся по крену изделий | 117 |
| Новиков А.И. Аналитическая выставка измерительного блока в инерциально-спутниковых навигационных системах беспилотных летательных аппаратов наземного базирования | 118 |
| Реутов В.Г. Ориентация космических аппаратов с использованием следящих астровизиров | 119 |
| Савинов Г.Ф. Об одном способе построения оптимальных фильтров для повышения точностных характеристик навигационных комплексов | 120 |
| Связов А.В., Смирнов С.В., Щербинин В.В. Система ближней радионавигации летательного аппарата по локальным навигационным полям | 122 |
| Селиверстов М.С. Система термостатирования прецизионного гироскопического измерителя вектора угловой скорости | 123 |
| Соловьев А.В., Тарасов А.Н. Результаты разработки блока микромеханических датчиков угловых скоростей и варианты его чувствительного элемента | 124 |

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

| | |
|--|-----|
| Ашарина И.В., Лобанов А.В. Ранжирование вершин при системном взаимном информационном согласовании в многокомплексных сбое- и отказоустойчивых вычислительных системах | 126 |
| Ашарина И.В., Лобанов А.В. Системное взаимное информационное согласование в многокомплексных сбое- и отказоустойчивых вычислительных системах | 128 |
| Бабиевский Д.А. Построение контрольной аппаратуры для отказоустойчивых процессорных систем | 129 |

| | |
|---|-----|
| Гагарин Ю.А. Программное моделирование алгоритма коррекции устойчивых отказов в памяти | 131 |
| Гордеева С.В., Дорский Р.Ю. О точности резервированной бортовой шкалы времени | 133 |
| Григорьева О.Л., Кособоков В.Н. Методология «программного ремонта» систем управления космических аппаратов на орбите | 134 |
| Гришин В.Ю., Еремеев П.М. Унификация архитектуры бортовых вычислительных комплексов на основе технологии SpaceWire | 135 |
| Гусев Е.В., Тихонов С.Н. Организация бортового программного обеспечения отказоустойчивой вычислительной системы | 137 |
| Демьянов А.В. Международные стандарты авиационного бортового программного обеспечения DO-178 и ARINC 653 и что они могут дать разработчикам ПО космических аппаратов | 139 |
| Дорский Р.Ю., Каравай М.Ф., Синельников В.В. О сетевом подходе к проектированию отказоустойчивых бортовых вычислительных систем | 141 |
| Дорский Р.Ю., Сальников А.Н. О сетевом подходе к построению отказоустойчивых блоков силовой автоматики космических аппаратов | 143 |
| Еремеев П.М., Лобанов А.В., Тарабаров П.А. Аппаратная реализация взаимного информационного согласования с использованием интерфейса SpaceWire | 145 |
| Калентьев А.А., Тюгашев А.А. Технология ГРАФКОНТ/ГЕОЗ автоматизации процессов проектирования и верификации управляющего программного обеспечения для космических аппаратов | 147 |
| Лобанов А.В., Сиренко В.Г. Модели организации сбое- и отказоустойчивых вычислений в многокомплексных вычислительных системах и сетях цифровых вычислительных машин | 149 |
| Лобанов А.В., Сиренко В.Г. Организация сбое- и отказоустойчивых вычислений в многокомплексных вычислительных системах и сетях цифровых вычислительных машин | 150 |
| Песикова О.В. Метод начальной синхронизации многомашинной отказоустойчивой вычислительной системы | 152 |
| Попов Б.Н. Новое применение карт Карно для синтеза цифровых устройств бортовой автоматики | 154 |
| Рыбин С.И., Фофанов В.А. Ада – язык программирования критических систем и примеры его применения в космических программах | 156 |
| Шлигерский А.Б. Модельно-ориентированные методы для разработки программного обеспечения космических систем | 158 |

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

| | |
|--|-----|
| Абрамешин А.Е., Белик Г.А., Саенко В.С. Новый метод защиты бортовой аппаратуры КА от внутренней электризации | 160 |
| Абрамешин А.Е., Востриков А.В. Вычислительный метод редукции для расчета наводок в бортовой кабельной сети космических аппаратов | 162 |
| Балюк Н.В., Кечиев Л.Н. Проблемы целостности сигнала в электронном оборудовании летательных аппаратов | 164 |
| Бойкачев В.Н., Дорошенко А.В., Хоменко В.В. Совершенствование управления качеством изделий космического приборостроения на основе метода визуализации | 165 |
| Демский Д.В. Реализация алгоритма расчета эффективности экранирования для неоднородных электромагнитных экранов с использованием CALS-технологий | 167 |
| Захаров И.В. Программно-аппаратный комплекс функционального контроля системы управления УАР класса «воздух-воздух» малой дальности | 169 |
| Иодко Г.С., Юрьева А.В. Наземная отработка бортовых систем управления космических аппаратов в МОКБ «Марс» | 171 |
| Иосипенко С.В., Рудковский Д.М. Связанные тепловые и надежность расчеты радиоэлектронной бортовой аппаратуры | 172 |
| Карпов П.Е., Косякин Н.И., Чупова А.В. Испытательная аппаратура для ГИВУС: применение аппаратно-программных средств фирмы National Instruments | 174 |
| Кечиев Л.Н., Кузнецов В.В. Одна схема гальванической развязки с низким уровнем помех | 175 |
| Корнюхин А.В., Нагаев И.А. Системы позиционирования приборов в пространстве на базе многогранных углов | 177 |
| Марченко М.В., Фомина И.А. Сравнение результатов численного моделирования с аналитической оценкой эффективности экранирования неоднородного экрана | 178 |
| Морозов О.О. Некоторые аспекты траекторных испытаний перспективных образцов техники в наземных условиях | 180 |
| Тихменев А.Н. Оценка надежности бортовых реконфигурируемых электронных средств | 181 |

Секция 1

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ И СРЕДСТВАМИ ИХ ВЫВЕДЕНИЯ НА ЦЕЛЕВЫЕ ОРБИТЫ

РАЗРАБОТКА СПОСОБОВ УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ ЗА ПОЛЕТОМ РКН, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ ПОВЫШЕННЫЕ ПОЛЕТНУЮ НАДЕЖНОСТЬ, ЭКОЛОГИЧЕСКУЮ БЕЗОПАСНОСТЬ, РЕСУРС И БЕЗОПАСНОСТЬ СТАРТОВОГО КОМПЛЕКСА В УСЛОВИЯХ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЙ В ПОЛЕТЕ И НА СТАРТЕ

Володин В.Д., Соломаха С.Г., Цуриков Ю.А.

г. Москва, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

В способе контроля и аварийного прекращения полета РКН повышенная полетная надежность, или экологическая безопасность обеспечиваются за счет уменьшения случаев необоснованного аварийного выключения двигателей с потерей РКН при действии некоторых аварийных ситуаций по сравнению с идеологией контроля полета, принятой в настоящее время. Предлагаемая концепция контроля полета использует медленно меняющиеся параметры, имеющиеся в БЦВМ для решения задач навигации и угловой стабилизации, относительно границ их допустимого состояния, которые связаны с предельными маневренными (прочностными) и энергетическими возможностями РКН и вводятся в БЦВМ перед полетом. Разработанные алгоритмы СУ распознают более широкий набор аварийных ситуаций, чем в способе, используемом в настоящее время.

В способе защиты сооружений стартового комплекса (СК) от газодинамического воздействия струй двигателей РКН повышенный ресурс СК до капитального ремонта обеспечивается за счет управляемого маневра увода струй двигателей РКН в заданном секторе на плоскости пускового устройства, при одновременном обеспечении безударности движения, путем управления углами тангажа и рыскания по программе, вводимой в БЦВМ перед полетом. Способ апробирован в первом и втором пусках РКН «КСЛВ-1».

В способе безопасного старта ракеты с многодвигательной первой ступенью типа «Ангара А5» с отказом одного ДУ на старте безопасность сооружений СК при аварийном старте РКН достигается за счет реализации в БЦВМ комбинированного маневра увода ракеты. Он включает увод струй двигателей по второму способу (с развитием его на случай аварийного старта) и маневр увода ракеты в безопасное поле в зоне космодрома. Эффект достигается на основе независимого (от датчиков диагностики двигателей) определения номера отказавшего двигателя, а также управления ракетой по штатной или одной из аварийных программ тангажа и рыскания, которые вводятся в БЦВМ перед полетом.

Разработаны алгоритмы, эффективность которых подтверждена результатами математического моделирования и сравнением с известными решениями аналогичных задач.

**ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ИНЕРЦИАЛЬНО-
АСТРО-СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИМИ ТРАНСПОРТНЫМИ СРЕДСТВАМИ.
РЕЗУЛЬТАТЫ ПРИМЕНЕНИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ**

**Быков А.К., Деревянкин А.В., Дишель В.Д.,
Соколова Н.В., Сулимов В.Г.**

*г. Москва, НПЦ АП им. акад. Н.А. Пилюгина
vddishel@list.ru*

Доклад посвящен вопросам создания интегрированных инерциально-спутниковых систем управления (СУ), анализу первых лет эксплуатации таких СУ в средствах выведения космического назначения, развитию разработанной теоретической и программно-аппаратной базы для создания интегрированных СУ космическими транспортными средствами других классов, в том числе для СУ спасаемых ступеней ракет-носителей, околоземных космических аппаратов, возвращаемых аппаратов.

На примере космических средств выведения (СВ) обсуждаются важные в контексте рассматриваемых вопросов особенности таких

объектов. К таким особенностям, в частности, относится высокая чувствительность контуров наведения к качеству поступающей в них навигационной информации: к ее достоверности, сглаженности, уровню шумовых составляющих. Объясняется это свойством необратимости процессов управления, обусловленным тем, что энергетические возможности таких объектов практически полностью подчинены решению основной задачи управления. Вследствие этого не остается сколько-нибудь значимых ресурсов для компенсации некорректно выработанных сигналов управления, даже когда их поступление происходит в течение непродолжительного времени.

Внешнетраекторные системы (в том числе аппаратура спутниковой навигации), выходным данным которых сопутствует широкий спектр различных информационных нарушений, сложно вписываются в структуру систем управления таких объектов.

Трудности были преодолены благодаря специальной концепции интеграции. Ее основу составляют: интервально-пространственный подход в динамической фильтрации; энергоориентационный метод идентификации в полете погрешностей инерциальных измерений; объединяющая их информационно-страховочная технология интеграции, обеспечивающая и высокую точность данных, поступающих в контур наведения, и их информационную надежность. В докладе дается краткое описание теоретических результатов и особенностей их применений в системах управления СВ.

К настоящему времени инерциально-спутниковыми СУ на основе созданного теоретико-аппаратного задела оснащены разгонные блоки «Фрегат» различных модификаций, ДМ-SLB, ДМ-03.

Обсуждаются результаты более пятнадцати состоявшихся миссий выведения, в которых разгонные блоки обеспечили выведение на требуемые орбиты различных полезных нагрузок. Миссии охватывают практически все типы целевых орбит выведения от низких до высокоэллиптических и геостационарной. Выполнялись они с трех космодромов мира, в том числе с космодрома Куру во Французской Гвиане.

Накопленный теоретический задел, успешный опыт создания и эксплуатации интегрированных СУ, достигнутый значительный резерв точности, подтвержденный статистикой пусков, открывают яс-

ные перспективы к созданию интегрированных СУ нового поколения со значительно расширенной областью применения. Ожидается, что ядро их будет составлять:

- инерциальный модуль, на едином основании которого размещаются бесплатформенный инерциальный блок (измерительная часть), отличающийся значительной аппаратно-программной избыточностью, и блок астродатчиков;
- резервированная усовершенствованная аппаратура спутниковой навигации;
- единый вычислительный комплекс нового поколения.

Применительно к новым задачам разрабатываются новые компоненты математического обеспечения, в том числе оригинальный метод начальной привязки приборной системы координат бесплатформенного инерциального блока, предполагающий использование во время предстартовой подготовки измерений как собственных чувствительных элементов, так и спутниковых. За счет этого обеспечивается повышенная точность начальной привязки, в том числе в условиях значительных ветровых возмущений, действующих на объект на стартовом столе.

АДАПТИВНАЯ КОРРЕКЦИЯ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ НЕЖЕСТКОГО КРУПНОГАБАРИТНОГО СПУТНИКА

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

г. Москва, ИПУ РАН

rutkov@ipu.ru

Нежесткий крупногабаритный спутник относится к классу деформируемых космических аппаратов (ДКА). В режиме стабилизации ДКА при использовании релейного управления упругие колебания возбуждаются при переключениях регулятора на активных участках траектории предельного цикла. При отсутствии собственного демпфирования колебаний их амплитуда остается неизменной при движении на пассивном участке цикла вплоть до очередного выхода системы из зоны нечувствительности в зону активного управления. По-

вторные переключения регулятора в этой зоне, как правило, увеличивают интенсивность колебаний, что в конечном счете может привести к неустойчивости системы.

В работе применительно к рассматриваемому способу релейного управления деформируемыми спутниками с плохо определенной моделью решается задача синтеза дополнительной подсистемы адаптивной стабилизации упругих колебаний конструкции, функционирующей на пассивных участках траектории предельного цикла.

В качестве базового алгоритма управления в режиме стабилизации принят известный закон управления релейно-логического типа. Для устранения указанного выше недостатка рассматривается возможность стабилизации возбуждаемых колебаний за счет использования при движении в зоне нечувствительности дополнительного управления с применением алгоритма адаптации с эталонной моделью [1], гасящего колебания конструкции как переменное возмущение с неизвестными параметрами. По существу этот алгоритм предназначен для компенсации влияния изменения параметров объекта на динамику линейной системы управления. Но он также обладает способностью снижать влияние неизмеряемых внешних возмущений на качество функционирования линейной системы.

В дискретной форме алгоритм адаптации имеет вид

$$S_k = S_{k-1} + T_0[-\chi(p_{21}e_k + p_{22}\Delta e_k) - K\text{sign}(c_1e_k + c_2\Delta e_k + \Delta^2 e_k)],$$

где $e_k = x_k - x_{km}$; $\Delta e_k = T_0^{-1}(x_k - x_{km})$; $\Delta^2 e_k = \Delta e_k - \Delta e_{k-1}$;

$p_{21}, p_{22}, c_1, c_2, K, \chi = \text{const}$; x_k – измеряемая и регулируемая угловая координата ДКА в рассматриваемой плоскости движения; x_{km} – выходная координата эталонной модели.

Результаты, полученные в работе, позволяют синтезировать систему комбинированного адаптивно-релейного управления ориентацией ДКА, структура которой приводится в докладе. Используемый в работе алгоритм адаптации является существенно упрощенным вариантом математически строгого исходного алгоритма, предложенного в [1], и поэтому должен рассматриваться лишь в качестве эвристического алгоритма. Однако проведенное компьютерное исследование показало его

достаточно хорошую работоспособность при стабилизации многочастотных с плохо определенными параметрами колебаний ДКА.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 11-08-01037).

Литература:

1. Рутковский В.Ю., Глумов В.М., Суханов В.М. Физически реализуемый алгоритм адаптивного управления с эталонной моделью // АиТ. 2011. № 8. С. 96–108.

МЕТОДИЧЕСКИЕ ВОПРОСЫ УМЕНЬШЕНИЯ ЧИСЛА РАСЧЕТНЫХ РЕЖИМОВ ДЛЯ АНАЛИЗА УСТОЙЧИВОСТИ ДВИЖЕНИЯ СЛОЖНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ НА ОСНОВЕ ВЕРОЯТНОСТНЫХ МЕТОДОВ

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

г. Королев, ЦНИИМАШ

avdin@yandex.ru

Приводятся результаты разработки методических вопросов по использованию вероятностного подхода для уменьшения числа расчетных режимов при анализе устойчивости движения сложных динамических объектов.

Как известно, расчетный предельный режим для анализа устойчивости движения сложных динамических объектов (СДО), определенный по траектории наискорейшего спуска в полном n -мерном пространстве случайных параметров СДО, позволяет существенно на порядок сократить количество испытаний на основе метода Монте-Карло [1]. Однако для того, чтобы уменьшить число расчетных режимов и, например, ограничиться одним режимом, необходимо удостовериться в единственности этого режима. Для этого предлагается проверить траектории наискорейшего спуска в подпространствах случайных параметров, ортогональных к орту градиента, и убедиться в их слабом влиянии на функционал, используемый для поиска режима. Для этой проверки предлагается в n -мерном пространстве случайных величин определить все взаимно ортогональные орты градиентных на-

правлений по направлениям наискорейшего спуска, используя для этой процедуры известный процесс ортогонализации Грамма–Шмидта.

Результаты последовательного расчета первых 3-х ортогональных градиентных направлений в пространстве физических параметров СДО с оценкой приращений функционала на каждом направлении приведены на рисунке 1, из которого видно, что существенным является только первое градиентное возмущение, а по второму и третьему направлениям градиента функционала его приращения на порядок меньше.

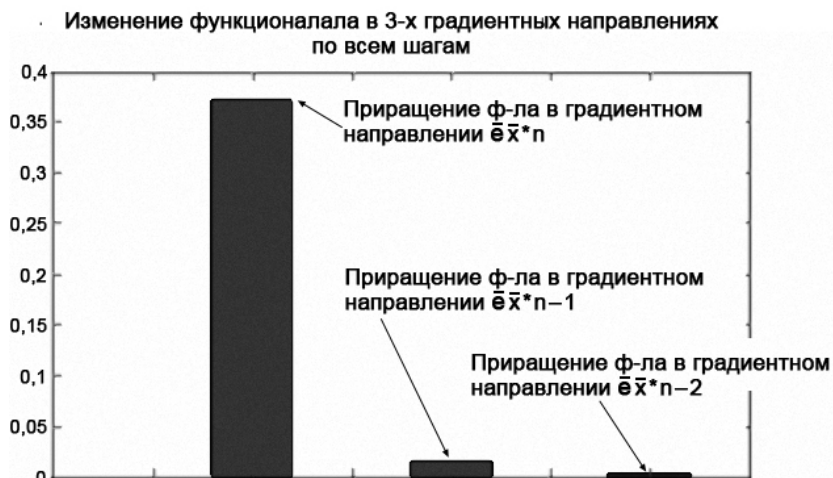


Рис. 1. Приращения функционала в первых 3-х взаимно ортогональных градиентных направлениях в пространстве случайных разбросов физических параметров СДО

Этот пример показывает, что в рассмотренном примере число расчетных случаев может быть уменьшено до одного.

Литература

1. Карп К.А., Евдокименко В.Н., Динеев В.Г. Инженерные методы вероятностного анализа авиационных и космических систем. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010.

СТАДИИ И ЭТАПЫ ОБРАБОТКИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ С КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ГРАЖДАНСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ЭТАПЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Добрынин Д.А.*, **Заведеев А.И.****, **Ковалев А.Ю.****,
Лазарев Н.И.*, **Полосин И.В.***, **Шимягин В.И.***

*г. Москва, *ФГУП МОКБ «Марс», **МАИ
alexeykoval@gmail.com*

Для оценки технического состояния объектов, не подлежащих техобслуживанию и ремонту, наиболее ценной становится телеметрическая информация о текущем состоянии объекта. Состав и структура кадров телеметрической информации должны быть устойчивы к сбоям, потерям и искажениям при передаче ее на наземные средства. Первичная обработка цифровой телеметрии бортовых комплексов управления (ЦТМИ БКУ) позволяет провести масштабирование и сортировку данных. Кроме первичной обработки ЦТМИ БКУ в ЦУПе, при ее приеме, проводится дальнейшая вторичная обработка данных с целью: уменьшения избыточности данных, определения оценок параметров состояния и работоспособности подсистем. Третичная обработка ТМИ проводится у разработчика бортовой аппаратуры с целью: оценки состояния системы в целом, локализации сбоев и прогнозирования поведения системы в будущем (т.н. технический генез) [1].

Эффективное выполнение задач вторичной обработки позволяет оперативно и полно контролировать текущее состояние объекта. С этой целью в ЦТМИ БКУ предусмотрены параметры оперативно-контрольной информации (ОКИ), позволяющие без получения дополнительной информации провести оценку текущего состояния объекта. При нерасчетных ситуациях для дальнейшей локализации сбоя бортовой аппаратуры или выявления ошибок операторов проводится воспроизведение полного набора телеметрии, получение исследовательских массивов («черных ящиков») [2].

Решению этой проблемы посвящены исследования, проводимые ФГУП МОКБ «Марс» совместно с кафедрой 301 «Системы автоматического и интеллектуального управления» МАИ. Результатом работы является эксплуатационная документация (по фактам и видам сбоев) с указанием методик их парирования.

В настоящее время разработано и испытывается различное ПО, проводящее оценку как отдельных приборов бортовой аппаратуры (гироблоки, звездные приборы, бортовые вычислительные средства), так и БКУ КА в целом. Использование данных систем существенно повышает полноту контроля технического состояния БКУ КА [3]. Однако поскольку разработка ПО общей системы наземного контроля достаточно трудоемка, часть операций по-прежнему проводится вручную. По результатам всесторонней обработки ТМИ формируются суждения, по которым проводится оценочное моделирование на сопровождающих полет стендах.

Критерии оценки технического состояния БКУ КА активно используются в наземном ПО контроля состояния БКУ как геостационарных КА «Экспресс-МД1» и «Электро-Л», так и высокоэллиптического КА научного назначения «Спектр-Р». Адаптация созданного ПО проводится для последующих систем.

Литература

1. Назаров А.В. Современная телеметрия в теории и на практике. – СПб.: Наука и техника, 2007. – 672 с.
2. Шибанов Г.П. Контроль функционирования больших систем. – М.: Машиностроение, 1978. – 586 с.
3. Микрин Е.А. Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. – 652 с.

ОПЫТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЖИМА СТАБИЛИЗАЦИИ ПО ИНФОРМАЦИИ ЗВЕЗДНЫХ ПРИБОРОВ НА РАЗЛИЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

**Добрынин Д.А., Кравчук С.В., Самус П.А., Соколов В.Н.,
Сыров А.С., Шатский М.А.**

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

Система управления (СУ) угловым движением космического аппарата (КА) предполагает использование высокоточных гироскопических измерителей, таких как гироскопический измеритель вектора

угловой скорости (ГИВУС), периодически корректируемых по показаниям оптикоэлектронных устройств. Несмотря на высокую надежность приборов, используемых в космической отрасли, в практике эксплуатации различных КА есть множество примеров выхода из строя всего космического аппарата из-за отказа гироскопической измерительной системы. С целью повышения надежности выполнения целевой задачи КА в составе всех СУ разработки МОКБ «Марс» предусмотрены алгоритмы стабилизации КА с использованием в качестве информации об угловом положении информации от альтернативных источников – звездных приборов (ЗП). Это дало возможность продолжать работу КА как при частичном, так и полном отказе гироскопических измерителей. Кроме того, часть этих алгоритмов используется в целях контроля и диагностики традиционной системы стабилизации и ориентации (режим астроконтроля), в т.ч. решена задача автономного перехода в режим стабилизации по информации ЗП с обеспечением максимально быстрого обнаружения отказа ГИВУС с целью недопущения потери ориентации КА и срыва в выполнении целевой задачи.

Рассматриваемая задача впервые решалась при разработке системы стабилизации и ориентации для КА «KazSat-1» в ограниченном объеме. В качестве альтернативных источников информации использовались астродатчики (АД) разработки МОКБ Марс, поэтому на всех последующих КА такой режим работы получил название «режим стабилизации на астродатчиках» (САД). Гораздо более полная практическая реализация САД осуществлена при эксплуатации КА ДЗЗ «Монитор-Э», где в результате отказа ГИВУС можно было получать информацию только о 2-х составляющих вектора угловой скорости КА. Проведенная в полете доработка бортового ПО позволила КА выполнять целевую задачу в течение всего запланированного срока существования. Также реализованы алгоритмы, использующие другие типы ЗП. Например, на «KazSat-2» в качестве источников информации используются астрокорректоры SED-26.

В дальнейшем модернизированные алгоритмы были введены в состав бортового ПО всех КА с СУ разработки МОКБ «Марс», а процедура испытания режима САД – в программу летных испытаний КА. Так, испытания режима САД в полете успешно проведены на КА

«Экспресс-МД1», «Электро-Л», «Спектр-Р», «KazSat-2» как на фоне выполнения целевой задачи, так и на фоне выполнения технологических операций: разгрузки двигателей-маховиков, коррекции орбиты.

Основной особенностью построения режима САД изначально являлось то, что используемые астродатчики не предназначались для непосредственного использования в контуре управления, а лишь для периодической коррекции ГИВУС. В частности, частота выдачи информации АД не всегда достаточна для обеспечения требований к ССО, кроме того, уровень шумовой составляющей достаточно высок. Это потребовало реализации в составе алгоритмов САД специальных фильтров и модели углового движения КА.

Другой важной задачей является управление работой АД с целью обеспечения их незасветки Солнцем, Луной, Землей при условии равномерной выработки ресурса. Для решения этой задачи реализовано ПО для ЦУП, внедряемой в настоящее время при управлении полетом КА «Экспресс-МД1».

НЕПРЕРЫВНЫЙ ФИЛЬТР КАЛМАНА ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ КООРДИНАТ УПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ ДЕФОРМИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ГИРОСИЛОВОЙ СТАБИЛИЗАЦИЕЙ

Ермилов А.С., Ермилова Т.В.

*г. Москва, ИПУ РАН
yermas@ipu.ru*

В процессе управления ориентацией и прецизионной стабилизации углового положения деформируемых космических аппаратов (ДКА) в условиях отсутствия собственного демпфирования упругих колебаний при измерении только углового положения влияние упругих колебаний, характеризующихся распределенными координатами, негативно сказывается на точности, качестве и длительности процессов ориентации и стабилизации ДКА. Кроме того, ДКА имеет активную систему управления ориентацией, что в свою очередь приводит к дополнительному возбуждению. Для решения задачи активной компенсации упругих колебаний необходимо формировать такое управ-

ление, которое использует информацию о состоянии как жестких, так и упругих элементов конструкции. Однако использование этих моделей для оценивания координат и параметров упругих колебаний с помощью алгоритмов фильтрации оказывается невозможным, так как эти координаты и параметры оказываются ненаблюдаемыми.

Авторами разработана математическая модель плоского углового движения ДКА с гиросиловой стабилизацией (ГС), вектор состояния в которой включает в себя угол поворота корпуса, вызванного вращением ДКА как жесткого объекта, и координаты тонов колебаний упругих частей конструкции ДКА. Применение данной модели приводит к полной наблюдаемости координат движения и тонов упругих колебаний, так как в этом случае выполняется необходимое и достаточное условие полной наблюдаемости, что позволяет получить их оценки.

С помощью разработанной авторами модели был синтезирован на основе непрерывного фильтра Калмана алгоритм оценивания координат движения ДКА ГС и тонов упругих колебаний. Исследованы точность, сходимости и устойчивость синтезированного алгоритма. Так, точность оценивания координат углового движения и тонов в 1-2 % от их максимальных значений достигалась за 25-30 секунд, как в режиме управления ориентацией и при стабилизации. Исследовались вопросы устойчивости алгоритма оценивания при несовпадении математической модели углового движения ДКА ГС и модели, используемой в алгоритме.

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

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

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 11-08-01037).

РАЗРАБОТКА ЭФФЕКТИВНЫХ СПОСОБОВ ПОВЫШЕНИЯ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОСТИ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

Заведеев А.И., Ковалев А.Ю.

г. Москва, МАИ

verazavedeeva@qwertyru.ru; alexeykoval@gmail.com

При разработке отказоустойчивой бортовой системы управления (БСУ) космического аппарата (КА) необходимо осуществлять непрерывный контроль и диагностирование состояния в целях реконфигурации системы и ее адаптации к изменяющимся условиям. Решению этой проблемы посвящены исследования, проводимые на кафедре «Системы автоматического и интеллектуального управления» МАИ совместно с ФГУП МОКБ «Марс» [1]. Отсутствие постоянной радиосвязи с наземным комплексом управления и невозможность проведения ремонтных работ в условиях полета требуют разработки способов оперативной оценки состояния КА и ликвидации отказов на борту. Контроль состояния подсистем осуществляется на борту аппаратными, алгоритмическими и программными средствами. При разработке алгоритмов контроля выявляется список критических отказов, строятся диаграммы состояния, временные циклограммы режимов управления, моделируются типовые отказы, по которым определяется структура программного обеспечения (ПО). По факту и виду отказа производят реконфигурацию системы для восстановления ее работоспособности (введение структурного или функционального резерва).

Разработаны и реализованы различные алгоритмы восстановления работоспособности, обеспечивающие функционирование КА при отказах и повышающие коэффициент готовности КА [2]. Поскольку разработка алгоритмов общей системы контроля достаточно трудоемка и прогноз возможных комбинаций отказов сложен, то в целях адаптации БСУ должны быть предусмотрены резервы для загрузки дополнительного ПО. Итоговым показателем качества системы контроля и диагностики является эффективность функционирования КА.

Разработанные алгоритмы диагностики были использованы в системе контроля ориентации панели солнечной батареи для КА

«Электро-Л», спроектированного на базе УКП «Навигатор», а также в составе ПО БСУ связного КА «Экспресс-МД1» и КА научного назначения серии «Спектр-Р».

Литература:

1. Заведеев А.И., Ковалев А.Ю., Кравчук С.В., Попов Б.Н., Соколов В.Н., Сыров А.С. Применение адаптивной логики и принципа реконфигурации в задаче контроля состояния бортовой системы управления КА // Материалы 4-й Всероссийской мультikonференции по проблемам управления. Т.1. Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2011. С. 350-353.
2. Заведеев А.И., Ковалев А.Ю. Построение бортовой системы управления космического аппарата повышенной надежности на базе принципа реконфигурации с применением адаптивной логики в алгоритмах контроля и диагностики // Мехатроника, автоматизация, управление. 2011. № 11. С. 67-70.

ОБ ОДНОМ СПОСОБЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ РАЗГОННЫМ БЛОКОМ

Зборошенко А.Н.

г. Королев, ЦНИИМАШ

zbor237@yandex.ru

Приводятся результаты разработки новых алгоритмов терминального наведения РБ.

Как известно, традиционные алгоритмы терминального наведения сложными динамическими объектами строятся по приблизительно одинаковым схемам. На первом этапе осуществляется прогноз конечных параметров (или их «невязок»). Одновременно с этим определяются функции чувствительности «невязок» по параметрам управления. На втором этапе решается система линейных уравнений относительно «добавок» в параметры управления для компенсации «невязок». Отличие в алгоритмах терминального наведения связано с различными формами прогноза конечных параметров, способами определения функций чувствительности и решения системы линейных уравнений.

В предлагаемом подходе прогноз «невязок» осуществляется обычным способом. Определение параметров управления производится следующим образом. В нескольких точках траектории определяют

ся углы ориентации вектора тяги для «мгновенной» реализации требуемой скорости для достижения желаемых конечных параметров движения. По найденным угловым параметрам рассчитывается программа управления.

Использовались два варианта задания программы:

1. Кусочно-линейные программы изменения параметров управления.

2. Параметрические формы задания программы – в виде некоторых функциональных зависимостей (например, зависимость типа «дробно-линейного тангенса»).

Во втором варианте параметры управления находились путем решения систем простейших алгебраических уравнений.

Результаты моделирования показали, что предлагаемые алгоритмы терминального управления позволяют обеспечить малую методическую ошибку, сократить операционные затраты БЦВМ и открывают дополнительные возможности по оптимизации траекторий выведения КА.

Литература:

1. Брайсон А., Хо Ю-Ши. Прикладная теория оптимального управления. – М.: Мир, 1972.

2. Федоренко Ф.П. Приближенное решение задач оптимального управления. – М.: Наука, 1979.

**ТЕРМИНАЛЬНОЕ НАВЕДЕНИЕ РАЗГОННОГО БЛОКА
С ОПТИМИЗАЦИЕЙ ТРАЕКТОРИЙ В РЕАЛЬНОМ
МАСШТАБЕ ВРЕМЕНИ**

Зборошенко А.Н.

г. Королев, ЦНИИМАШ

zbor237@yandex.ru

Приводятся результаты разработки новых алгоритмов терминального наведения РБ с оптимизацией траекторий выведения.

Развитие бортовых вычислительных комплексов позволяет возложить на систему управления средств выведения решение новых задач, что позволит улучшить характеристики комплекса в целом.

К числу подобных задач относится задача оптимизации траектории выведения с учетом реально сложившихся условий полета.

В данной работе предлагается использовать приближенное решение задачи оптимизации на основе принципа максимума Понтрягина. При этом оптимизационная задача сводится к решению краевой задачи системы дифференциальных уравнений.

Решение краевой задачи после введения ряда упрощений сведено к решению системы нелинейных уравнений, составленной из невязок заданных краевых условий на правом конце траектории и условий трансверсальности. При решении данной задачи учитывалось, что параметры объекта управления близки к используемым (типа «Бриз», «Фрегат»).

Для численного решения этой системы предлагается использовать метод продолжения по параметру. В данной работе применен простейший вариант этого метода, в котором осуществляется погружение исходной задачи в однопараметрическое семейство и линейное продолжение решения задачи по параметру этого семейства.

Результаты моделирования показали, что предлагаемые алгоритмы терминального управления позволяют обеспечить нахождение траектории выведения, близкой к оптимальной. Оценки операционных затрат показывают, что данный подход может быть реализован с помощью БЦВМ ближайшей перспективы.

Литература:

1. Брайсон А., Хо Ю-Ши. Прикладная теория оптимального управления. – М.: Мир, 1972.
2. Петухов В.Г. Оптимизация многовитковых перелетов между некомпланарными эллиптическими орбитами // Космические исследования. – 2004. Т. 42. № 3. С. 260–279.

АСТРОИНЕРЦИАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ

Зборошенко В.Н., Лобанов В.С., Тарасенко Н.В.

*г. Королев, ЦНИИМАШ
vslobanov@yandex.ru*

Горячев А.Ф.

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

Астроинерциальные системы ориентации и стабилизации (АИС) космических аппаратов (КА) объединяют астродатчики, инерциальные измерители и бортовые цифровые вычислительные системы (БЦВС). Принципиально такие системы позволяют использовать высокую точность угловых измерений астродатчиков в сочетании с управлением эволюциями и динамическими разворотами КА с использованием инерциальных блоков. В составе АИС КА возможно сочетание различных астродатчиков и инерциальных блоков. Вместе с тем основными требованиями к ним являются: минимизация ГМХ и энергопотребления, повышение точности ориентации и стабилизации, радиационная стойкость, отказоустойчивость, повышение САС до 15-20 лет.

В докладе рассматриваются различные схемы построения АИС отечественных и зарубежных КА различного назначения: ДЗЗ, связи, навигационных, дальнего космоса, астрофизических. Анализ этих схем показывает, что доминирующей тенденцией в построении АИС является повышение требований к техническим и эксплуатационным характеристикам астродатчиков и упрощение требований к инерциальным измерителям.

Проводится анализ состояния и перспектив развития составляющих компонентов АИС: БЦВС, астродатчиков и инерциальных измерительных блоков.

Приводятся результаты сравнительного анализа бортовых вычислительных средств зарубежного и отечественного производства, применяемых в системах управления КА. Определены характеристики

БЦВС, необходимые для АИС рассматриваемых классов КА. Проанализированы тенденции развития бортовых вычислительных средств в отрасли.

Рассмотрены основные направления развития перспективных бортовых инерциальных измерительных блоков (ВОГ, МЭМС, ТВГ) за рубежом и в России. Основное внимание уделено проблемам внедрения инерциальных измерителей в АИС отечественных КА.

Приведены характеристики астродатчиков основных зарубежных и отечественных разработчиков. Основными направлениями совершенствования отечественных астродатчиков являются:

- увеличение частоты съема измерительной информации с прибора (не менее 10 Гц) и допустимой угловой скорости вращения КА (до 10-20 град/сек);
- увеличение стойкости к воздействию космического ионизирующего излучения;
- обеспечение ресурса работы приборов до 15 лет;
- повышение точности измерения приборов до 0,1 – 1 угл.сек.

Рассмотрены возможные пути улучшения характеристик отечественных астродатчиков.

В заключительной части доклада сформулированы новые требования, предъявляемые к АИС при реализации полетов КА для изучения Солнца (проекты «Интергелио-Зонд», «Solar Probe Plus», «Solar Orbiter»).

СИСТЕМА ПРОГРАММНОГО УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Ковальский В.С.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

svank2@mail.ru

Система программного управления (СПУ) ориентацией КА, являясь подсистемой системы управления движением (СУД) КА, обеспечивает во взаимодействии с СУД, системой стабилизации и ориентации (ССО) и системой информационного обеспечения (СИО) выра-

ботку программной (задающей) информации для управления ориентацией КА. Такое построение системы управления ориентацией КА основано на широко распространенном в теории и практике управления динамическими объектами способе декомпозиции общей задачи управления сложными реальными объектами на иерархически организованный ряд существенно более простых частных задач.

В рассматриваемом случае решение общей задачи обеспечивается разделением на задачу программного управления и задачу слежения-стабилизации.

Целью программного управления ориентацией является формирование программной (привязанной ко времени) опорной траектории перевода ориентации КА из начальной в заданную (сформулированную напрямую или посредством некоторого функционального условия) с учетом начального и заданного конечного вектора угловой скорости. При этом должны соблюдаться заданные ограничения как на программную ориентацию, так и на скорость ее изменения, а также на управление (угловое ускорение) в полученной редуцированной динамической системе, описываемой системой трех скалярных дифференциальных уравнений второго порядка. Основным критерием оптимальности формируемой траектории является, в общем случае, минимум потребного для перевода времени.

Основной выходной программной информацией СПУ для отработки посредством ССО являются кватернион программной ориентации в инерциальной системе координат (ИСК) и вектор программной угловой скорости в связанной системе координат (ССК).

Взаимодействие СУД и СПУ осуществляется на основе задействования СУД обеспечиваемых СПУ «элементарных» типовых полетных операций, реализующих, соответственно, стабилизацию, разгон/торможение, поворот на заданный угол вокруг заданной оси, нацеливание по фиксированному или функционально определяемому направлению, ориентацию по фиксированному или изменяющемуся с постоянной скоростью кватерниону, заданному в ИСК или ОСК (орбитальная система координат), ориентацию в соответствии с полиномиальными зависимостями для углов Эйлера.

Вследствие зависимости располагаемых угловых ускорений, в частности от мгновенной ориентации оси поворота в ССК, получение близкого к оптимальному по быстродействию решения даже в редуцированной системе является в общем случае нетривиальной задачей. Поэтому в качестве следующего этапа упрощения исходной задачи принято ограничение множества решений классом последовательных оптимальных по быстродействию разворотов с постоянной для каждого ориентацией оси поворота. В этом случае произвольная переориентация с учетом ограничений на ориентацию может быть осуществлена не более чем за четыре последовательных разворота, каждый из которых описывается скалярным дифференциальным уравнением второго порядка с постоянным ограничением на управление. Специфической особенностью решения этих уравнений является необходимость учета периодического характера вращательного движения и, в общем случае, ненулевых краевых условий по угловой скорости. В определенных согласованных случаях необходимо также переопределение исходной целевой ориентации, не удовлетворяющей заданным ограничениям.

**ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ОБРАБОТКИ РЕЗУЛЬТАТОВ
ИСПЫТАНИЙ ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ПРОГРАММНОГО
ОБЕСПЕЧЕНИЯ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ**

Ковальский В.С., Косинский М.Ю., Шатский М.А.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

KosinskiM@mail.ru

В процессе разработки функционального программного обеспечения БСУ КА, а также в ходе эксплуатации КА необходимо контролировать качество и правильность его работы. Оценке и контролю подлежат как выполнение функциональных режимов в целом, включая их точностные и временные параметры, а в необходимых случаях и параметры исходной информации, так и, дополнительно, достижение частных целевых ориентаций и характеристики соответствующих программных зависимостей.

Анализируемые количественные и качественные требования могут быть подразделены на следующие группы:

- требования к ориентации КА;
- требования к комплексным режимам;
- требования к программной ориентации панели СБ;
- требования к расчету программных значений углов приводов ОНА;
- требования к точности определения используемых параметров.

Для целей автоматизации решения задач анализа разработан комплекс обработки результатов испытаний. Комплекс обработки состоит из программной оболочки и функциональных модулей. Программная оболочка отвечает за взаимодействие с пользователем и подготовку исходной информации для обработки, что позволяет осуществлять проведение анализа широкого круга параметров путем подключения в комплекс дополнительных функциональных блоков и задания шаблонов соответствующих переменных.

В зависимости от этапа разработки и используемого средства испытаний (математические стенды, АЦК, летные комплексные испытания (ЛКИ)) полнота, качество и свойства доступной для анализа информации различаются. В связи с этим программным комплексом в процессе обработки решаются задачи комплексирования и синхронизации информации, полученной из нескольких источников, с учетом ее приоритета, точности представления и частоты формирования. Частичная компенсация неполноты данных при ЛКИ обеспечивается с помощью «подыгрыша» – расчета по данным КПИ параметров, определяемых, в первом приближении, только календарным временем и начальными условиями.

С целью получения доказательной документации и обеспечения возможности дальнейшего детального анализа результатов испытаний формируются следующие данные:

- 1) текстовые протоколы основных признаков и программных параметров;
- 2) данные для графического отображения;

3) протокол выполнения программы полета (по этапам, по подсистемам, в целом) и подтверждаемых требований ТЗ и связанных с ними условий – высший уровень автоматизации.

Таким образом, представленный программный комплекс позволяет значительно упростить и ускорить процесс анализа как результатов испытаний, так и результатов реального полета.

ПОСТРОЕНИЕ ИДЕНТИФИКАТОРА СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Лащев А.Я., Соколов В.Н., Сыров А.С.

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

Рассматривается возможность построения математической модели системы управления (ММ СУ) космического аппарата (КА) с целью использования оценок угла и угловой скорости с нее в управлении КА при отказе датчиков.

Для получения информации о состоянии КА, когда по какой-либо причине функционирование датчиков углов и угловых скоростей прекратилось или информация с них недостоверна, часто используют математические модели обобщенного объекта управления (КА), под которым понимаются соединенные последовательно исполнительное устройство, собственно объект управления и датчики [1].

Рассмотрим движение КА по углу крена:

$$J\ddot{\varphi}(t) = M_X + M_B, \quad (1)$$

где J – момент инерции КА, $\varphi(t)$ – угол крена, M_X – управляющий момент, M_B – внешнее возмущающее воздействие.

Если учесть, что возмущение M_B и момент инерции КА J изменяются, то построить математическую модель КА не удастся по дифференциальному уравнению (ДУ) (1). Предлагается строить не математическую модель КА, а математическую модель системы управления КА.

Если ДУ линеаризованной маховичной СУ [2]

$$J\ddot{\varphi} + k_2 k_m \dot{\varphi} + k_1 k_m \varphi = k_1 k_m \varphi_3 + M_B, \quad (2)$$

то ДУ ММ будет иметь вид

$$J_0 \ddot{\varphi}_0 + k_2 k_m \dot{\varphi}_0 + k_1 k_m \varphi_0 = k_1 k_m \varphi_3 + \widehat{M}_B, \quad (3)$$

где k_1, k_2, k_m – известные постоянные коэффициенты, φ_3 – заданное значение крена, φ_0 – оценка сигнала крена, \widehat{M}_B – оценка возмущения M_B .

На КА действует неизмеряемая помеха M_B , для компенсации которой необходимо сформировать управление $U(t)$. На ММ КА помеха M_B не действует, поэтому в СУ ММ КА формируется другое управление $U_m(t)$. Разность управлений $U(t) - U_m(t) = \Delta U(t)$, следовательно, можно использовать для оценки неизмеряемого возмущения \widehat{M}_B :

$$\widehat{M}_B = k_m \cdot \Delta U(t).$$

Далее считаем, что коэффициенты k_1, k_2 и k_m известны, и используем уравнения (2) и (3) для построения идентификатора параметра J .

Использование метода покомпонентного формирования управлений [3] позволяет получить алгоритм адаптации $J_0(t)$ в виде

$$J_0^{-1}(t) = J_{00}^{-1} + \lambda \varphi_3 (\dot{\varepsilon} + a_2 \varepsilon + a_1 \int_0^t \varepsilon dt),$$

где J_{00} – начальное значение момента инерции;

$$\varepsilon = \varphi - \varphi_0;$$

$$\lambda, a_1, a_2 = \text{const} > 0.$$

Литература:

1. Петров Б.Н., Рутковский В.Ю., Крутова И.Н., Земляков С.Д. Принципы построения и проектирования самонастраивающихся систем управления. – М.: Машиностроение, 1972.
2. Васильев В.Н. Системы ориентации космических аппаратов – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009.
3. Лащев А.Я. Метод синтеза адаптивных систем управления с эталонной моделью. Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2007. № 1. С. 2-6.

**ОПЫТ РАЗРАБОТКИ И ЭКСПЛУАТАЦИИ БОРТОВЫХ СИСТЕМ
УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
ГКНПЦ им. М.В. ХРУНИЧЕВА**

Луняков С.В., Мишихин В.В., Соколов В.Н., Сыров А.С.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

Работы по созданию системы управления для малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «Монитор-Э» были начаты в 1999 г. В связи с длительным сроком эксплуатации – для КА «Монитор-Э» он составлял 5 лет – при проектировании были приняты специальные меры в области:

- обеспечения надежности;
- возможности корректировки бортового программного обеспечения в процессе эксплуатации;
- автоматического парирования последствий отказов аппаратуры в полете и многие другие.

В результате проработки была выбрана четырехгранная структура вычислительного ядра: БЦВС и вычислителя преобразующей электроники и трехгранная с мажоритированием электрическая часть; проработан вопрос организации контура «борт-Земля-борт» с образованием в БЦВС 2-х банков рабочих программ (один – исполняемый, другой – в резерве и доступен для корректировки рабочих программ); создана многоуровневая система контроля и диагностики на программно-алгоритмические уровни. Кроме того, была разработана разветвленная технология отработки и сдачи СУ для КА, предопределившая создание программных и программно-аппаратных отладочных средств в виде специализированных рабочих мест, стендов и комплексных стендов.

Первый комплект СУ для КА «Монитор-Э» был поставлен на стенд-электроаналог КА в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева в 2001 г. В период с 2001 по 2005 гг. велись работы по отладке взаимодействия СУ со смежными системами. Пуск КА «Монитор-Э» состоялся с космодрома «Плесецк» в 2005 г.

Далее последовали разработки СУ для КА:

- «KazSat-1» (пуск 2006 г.);
- «Экспресс-МД1» (пуск 2009 г.);
- «KazSat-2» (пуск 2011 г.);
- «Экспресс-МД2» (пуск 2012 г.).

По мере эксплуатации СУ на орбите накапливался опыт и понимание проблематики работы СУ в космосе. На первый план последовательно выходили проблемы, основные из которых:

- радиационная стойкость аппаратуры;
- обеспечение живучести за счет разработки и внедрения новых режимов работы СУ;
- совершенствование и углубление технологии отработки и сдачи составных частей СУ и СУ в целом;
- электромагнитная совместимость;
- защита от электростатического разряда.

Был проведен большой объем доработок аппаратуры СУ в обеспечение надежности и живучести, разработаны новые модификации блоков и устройств, совершенствовалось программно-алгоритмическое обеспечение.

В настоящее время успешно эксплуатируются на орбите СУ для КА ГКНПЦ им. М.В. Хруничева: «KazSat-2» и «Экспресс-МД1», при этом на КА «Экспресс-МД1» СУ работает в режиме «стабилизация с использованием астродатчиков» – этот режим является режимом функционального резерва СУ и обеспечивает выполнение целевых задач КА в отсутствие информации от гироскопического измерителя вектора угловой скорости.

АЛГОРИТМЫ КОРРЕКЦИИ СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Неусыпин К.А., Пролетарская В.А.

*г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
bauman@bmstu.ru*

Компенсацию погрешностей измерительных сигналов спутниковых навигационных систем (СНС) можно осуществлять с помощью

алгоритмов прогноза. Погрешности сигналов прогнозируются и компенсируются в выходной информации системы.

Для осуществления прогноза необходимо иметь модель погрешностей исследуемой измерительной системы. В условиях полета при исчезновении полезного сигнала осуществляется построение модели как полезного сигнала, так и модели погрешностей.

Модель погрешностей может быть построена с помощью алгоритмов самоорганизации, генетических алгоритмов (ГА) и др.

Сделан выбор типа алгоритмов, которые целесообразно использовать для коррекции выходного сигнала СНС в различных условиях функционирования спутниковой системы.

Рассмотрены случайные помехи, представляющие собой дискретные аналоги белого гауссового шума с различными интенсивностями.

Исследованы случаи кратковременного исчезновения сигналов от спутников, обусловленные сменой рабочего созвездия, а также потери сигналов на длительных интервалах, связанные с активными и пассивными помехами.

Для краткосрочной коррекции целесообразно использовать линейные тренды, резервированные тренды алгоритма самоорганизации, а также модели алгоритма самоорганизации, полученные на последнем ряду селекции (последний ряд селекции определяется моментом осуществления корректирующего воздействия в выходном сигнале СНС).

При использовании долгосрочной коррекции системы СНС предпочтительно применять классический алгоритм самоорганизации и ГА.

При реализации алгоритмов краткосрочной коррекции необходимо учитывать жесткие временные требования, предъявляемые к алгоритмам построения прогнозирующих моделей.

Краткосрочная коррекция СНС предполагает модификацию классического алгоритма самоорганизации. В ансамбль критериев селекции алгоритма самоорганизации включен критерий выделения трендов, позволяющий выделять тренды различного уровня подробности.

Недостатком алгоритмов самоорганизации и ГА, который ограничивает их применение на практике, являются существенные требования вычислительных ресурсов при реализации.

Имеющиеся вычислительные ресурсы позволяют реализовать компактные алгоритмы самоорганизации и генетические алгоритмы.

Упрощение алгоритма самоорганизации может быть проведено с помощью сокращения количества базисных функций, ужесточением отбора и введением высокого уровня селекционного дифференциала. Естественно, точность таких модифицированных алгоритмов при этом снижается.

Сокращение вычислительных затрат при реализации ГА осуществляется с помощью применения компактной процедуры кроссинг-вера, использования ограниченного базиса генов и др.

На современном этапе развития вычислительной техники использование нейронных сетей для построения моделей погрешностей СНС нецелесообразно. Это связано со сравнительно большими вычислительными затратами, необходимыми для реализации нейронных сетей. Незначительное сокращение вычислительных затрат при реализации нейронных сетей достигается путем модификации с использованием на начальных этапах работы нейронной сети подхода самоорганизации. Применение подхода самоорганизации возможно для нейронных сетей Вольтера, которые имеют специфическую структуру.

Однако следует признать, что при увеличении производительности перспективных спецвычислителей и бортовых цифровых вычислительных машин использование нейронных сетей для коррекции выходной информации СНС будет актуально, так как нейронные сети обладают высокой точностью.

Результаты математического моделирования продемонстрировали эффективность выбранных алгоритмов по сравнению с другими рассмотренными алгоритмами.

В соответствии с результатами моделирования сформулированы рекомендации по использованию алгоритмов построения прогнозирующих моделей в зависимости от режима коррекции системы СНС и уровня измерительного шума.

РАЗРАБОТКА ИНТЕЛЛЕКТУАЛИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Пролетарский А.В., Алексеева Е.Ю.

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

bauman@bmstu.ru

Глобальная проблема развития интеллектуального управления на современном этапе – это проблема повышения уровня интеллектуальности систем управления, а также проблема реализуемости интеллектуальных систем (ИС) на современных динамических объектах.

С возрастанием сложности систем, уровень сложности которых оценивается объемом информации, следует попытаться использовать, создать и развивать наиболее интеллектуальные системы и компоненты управления.

Одним из перспективных направлений синтеза ИС является симбиоз экспертных систем, методов самоорганизации, принятия решений, адаптивного управления и оценивания, а также алгоритмов формирования цели, объединенных в рамках функциональной структуры академика П.К. Анохина.

В рамках концепции синтеза ИС современная сложная система управления разрабатывается как функциональная система с присущим ей приспособительным эффектом.

Основными преимуществами использования теории функциональных систем Анохина для теории и практики ИС, являются универсальная архитектура функциональных систем и отточенные эволюцией механизмы функциональных систем.

Синтез цели проводится на основе анализа информации о внешней среде, собственном состоянии ИС и его прогнозе, мотивации и памяти. В современных ИС возвращающихся в атмосферу космических летательных аппаратов (КЛА) возможно реализовать лишь какой-либо редуцированный блок синтеза цели, что также представляет собой достаточно сложную задачу, и ее решение скорее всего будет получено в ближайшее время.

Функциональная система, представляющая собой акцептор действия, реализуется с использованием алгоритмов самоорганизации, позволяющих строить прогнозирующие модели в процессе полета КЛА.

На современном этапе в большинстве практических приложений реализуются системы управления, в которых цель функционирования системы задана априори. Такие системы называются интеллектуализированными системами управления (ИСУ) или системами с интеллектуальными компонентами.

Существенным преимуществом таких систем является возможность реализации на базе серийных вычислительных средств. Примером таких систем является двухконтурная схема ИСУ с контуром управления опорным движением центра масс КЛА и контуром управления относительно опорной траектории.

Акцептор действия ИСУ реализуется посредством алгоритма самоорганизации, который позволяет построить прогнозирующую модель в условиях минимума априорной информации. Информация о соответствии результатов действия и прогноза передается в экспертную систему.

При отсутствии соответствия результатов действия и прогноза вырабатывается новая экспертная оценка, принимается другое решение и реализуется новое управляющее воздействие. Если результаты действия соответствуют прогнозу, что соответствует удачно выбранному управлению, то цель ИСУ достигается.

В алгоритме самоорганизации в ансамбле критериев селекции используются общие и специальные критерии. Например, для реализации функции минимального обеспечения в алгоритме самоорганизации предложено использовать критерий простоты модели. Таким образом, предложена редуцированная модификация акцептора действия ИСУ КЛА.

ИНТЕГРАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ ПЛАТФОРМ И ИХ ЦЕЛЕВЫХ НАГРУЗОК**Реутов В.Г., Соколов В.Н.***г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»**office@mars-mokb.ru*

В настоящее время преобладающим подходом при создании широкого класса космических аппаратов (КА) является разделение разработок космической платформы и размещаемой на ней целевой нагрузки. Эти процессы оказываются связанными только через требования, которые предъявляет целевая нагрузка к космической платформе. Технический облик же самой целевой нагрузки определяется решаемыми ею задачами и лишь общими характеристиками КА. Аппаратура целевой нагрузки и космической платформы в значительной степени автономны. Вероятно, прежде всего, это обусловлено организационными причинами и связано с естественным разделением коопераций предприятий, создающих космические платформы и те или иные целевые нагрузки. Данное разделение разработок также способствует унификации аппаратуры космических платформ и устройств, входящих в состав целевых нагрузок. Однако очевидны и недостатки такого разделения.

Рассматриваемая организация проектирования ориентирована на максимальную интеграцию аппаратуры космической платформы и целевой нагрузки, что позволяет добиться лучших эксплуатационных характеристик системы в целом – повышения ее надежности и живучести, снижения массогабаритных характеристик.

Проведенное рассмотрение ставит целью оценить возможности, возникающие при тесной увязке проектирования космических платформ и целевых нагрузок, и, как следствие, интеграции их аппаратуры, и наметить подходы к такому совместному проектированию. Оно затрагивает обширную группу КА, целями запуска которых являются мониторинг наземных природных и техногенных объектов и атмосферы Земли, исследование космических объектов, обеспечение глобальной связи и вещания, а также решение навигационных задач.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ УПРУГИХ ДЕФОРМАЦИЙ КОРПУСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ТОЧНОСТЬ ОРИЕНТАЦИИ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ

Рябогин Н.В.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

n.ryabogin@gmail.com

Под понятием точность ориентации космического аппарата зачастую подразумевается точность наведения визирной системы координат, связанной с целевой аппаратурой.

К сожалению, установка командных приборов (КП) бортовой системы управления (БСУ) не всегда возможна на едином кронштейне с целевой аппаратурой (ЦА).

В случае установки КП БСУ на различных с ЦА кронштейнах влияние упругих деформаций корпуса КА неизбежно.

На КА астрокоординаторы (АК) установлены на различных кронштейнах, не связанных с ЦА.

На этапе ЛКИ анализ телеметрической информации (ТМИ), при совместной работе двух приборов, показал некоторые особенности работы астрокоординаторов на КА: на расхождение данных об ориентации влияет некоторая переменная величина, имеющая период, близкий к суточному. Учитывая характер изменения, можно сделать предположение, что изменение расхождения показаний АК связано с температурными деформациями корпуса КА (см. рис. 1).

Исходя из данных, полученных при анализе ТМИ, можно сделать вывод о влиянии различных деформаций корпуса КА, в том числе и тепловых, на рассогласования измерительной информации от АК, приведенной к осям связанной системы координат. Величина рассогласований систем координат различных приборов, в том числе ЦА, может достигать величины $0.04^\circ \approx 2.5'$, что может существенно сказаться на точности ориентации ЦА.

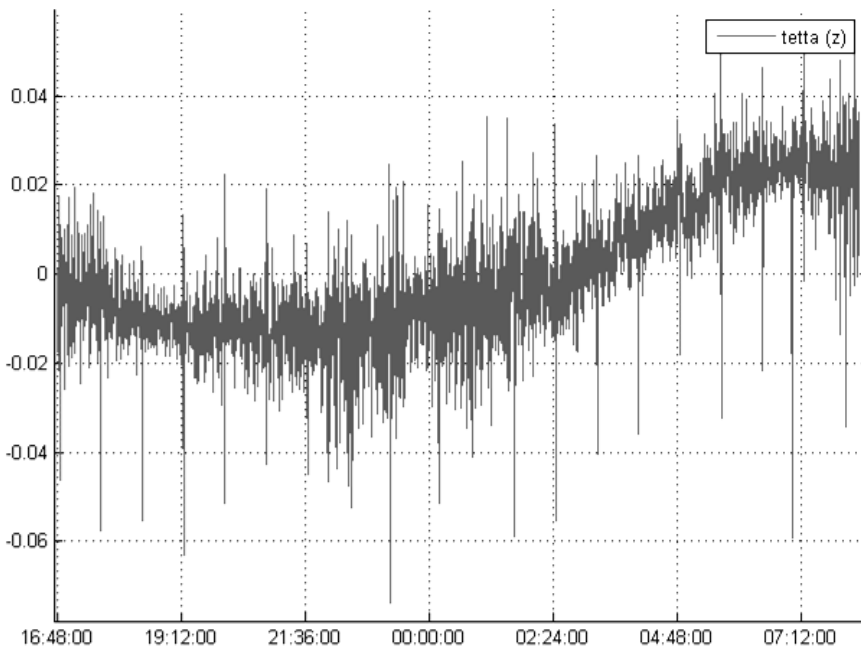


Рис. 1. Расхождение данных об ориентации

**КАЛИБРОВКА ДРЕЙФОВ ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ИНФОРМАЦИИ ОТ ЗВЕЗДНЫХ
ДАТЧИКОВ ПРИ ВРАЩЕНИИ ВОКРУГ ПРОИЗВОЛЬНОЙ ОСИ**

Рябогин Н.В.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

n.ryabogin@gmail.com

Рассмотрена задача калибровки датчиков угловой скорости (ДУС) бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) космических аппаратов различного назначения. Задача решена для общего случая вращения КА относительно заданного вектора в связанной системе координат КА численно-аналитическим методом. Рассмотрен частный случай: вращение относительно одной из связанных осей с постоянной угловой скоростью.

Ограничение применения: переменный дрейф ДУС на интервале накопления.

Задача калибровки дрейфов разбивается на несколько этапов:

- получение фильтрованных параметров ориентации от звездных датчиков в начале и конце мерного интервала;
- расчет интеграла от идеальных параметров ориентации;
- получение вектора малого поворота;
- расчет вектора дрейфов ДУС.

Режим начинается с получения и запоминания начальной точной ориентации КА. Мерной базой является время накопления дрейфов, зависящее от величины угловой скорости КА и величины дрейфов ДУС. На мерной базе решается задача интегрирования параметров ориентации КА и получения обратной матрицы от интеграла. В общем случае получить аналитическое решение обратной матрицы от интеграла ориентации проблематично. Поэтому в общем случае решение происходит численно.

В частном случае, при вращении с постоянной скоростью вокруг одной из связанных осей КА, задача легко решается аналитически.

В конце мерной базы происходит получение точной ориентации от звездных датчиков и расчет вектора малого поворота.

Произведение обратной матрицы от интеграла ориентации с вектором малого поворота дает вектор дрейфов ДУС.

Метод решения позволяет:

- повысить точность ориентации КА;
- получить высокую точность определения вектора дрейфов БИНС при увеличении времени накопления;
- автоматизировать задачу калибровки ДУС;
- упростить задачу автоматической идентификации отказов ДУС БИНС.

Частный случай реализован в составе КА: «KazSat-1», «KazSat-2», «Экспресс-МД1», «Электро-Л», «Спектр-Р».

ПРИНЦИПЫ КОНТРОЛЯ НЕРЕЗЕРВИРОВАННЫХ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Самус П.А., Сыров А.С., Шатский М.А.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

otdel246.mars@mail.ru

В работе рассмотрены способы контроля нерезервированного гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС).

Одним из наиболее эффективных методов, реализованным на данный момент является астроконтроль ГИВУС (АКГ). Информация с ГИВУС сравнивается с информацией астродатчика (АД). При возникновении большого рассогласования система управления КА автоматически без потери ориентации переходит в режим стабилизации на АД (без использования информации с ГИВУС).

Недостатком режима АКГ является то, что он требует непрерывной работы астродатчика, что значительно сокращает срок его работы. В целях устранения недостатка предложены 3 способа контроля ГИВУС при штатной циклограмме работы АД. Рассматривалась задача парирования следующих отказов ГИВУС:

- пассивный отказ (сигнал с датчика равен 0);
- активный отказ (в показании датчика присутствует смещение значения).

1) Контроль ГИВУС по сигналам на управляющие двигатели-маховики. В случае возникновения отказа на вход контура стабилизации поступает информация о неверной угловой скорости КА, что приводит к увеличению сигнала управления, поступающего на комплекс управляющих двигателей-маховиков. При превышении порогового значения в течение определенного времени осуществляется переход в режим стабилизации на АД. Такой вид контроля позволяет обнаруживать и парировать пассивный отказ.

2) Контроль ГИВУС по результатам астрокоррекций. Активный отказ не определяется контролем по п. 1, т.к. отрабатывается контуром, при этом КА начинает постепенно отклоняться от заданной ориентации. Это отклонение можно определить во время режима астро-

коррекции ГИВУС по показаниям АД. При большом рассогласовании между ГИВУС и АД КА переходит в режим астроконтроля ГИВУС.

3) Контроль ГИВУС по математической модели (ММ) вращения КА – наиболее сложный и полный способ контроля, при котором используется эталонная ММ углового движения КА для оценки угловой скорости КА и ее последующего сравнения с угловыми скоростями, формируемыми ГИВУС. По достижении порогового рассогласования между угловой скоростью ММ и ГИВУС осуществляется включение АД и автоматический переход в режим стабилизации на астродатчиках без потери ориентации КА. В ММ реализован расчет движения КА вокруг центра масс с учетом управляющих моментов (двигателей-маховиков, газовых двигателей) и возмущающих моментов (гироскопический момент двигателей-маховиков, внешние возмущающие моменты). Для надежной работы этого вида контроля необходимо реализовать модель действия солнечного давления на КА. Разработка такой модели связана с необходимостью анализа большого объема информации с летящего КА за длительный период времени.

Описанные принципы контроля частично реализованы на КА «Электро-Л». В настоящее время ведется работа по идентификации внешних возмущений на основе статистических данных в целях уточнения ММ вращения КА для реализации последнего вида контроля.

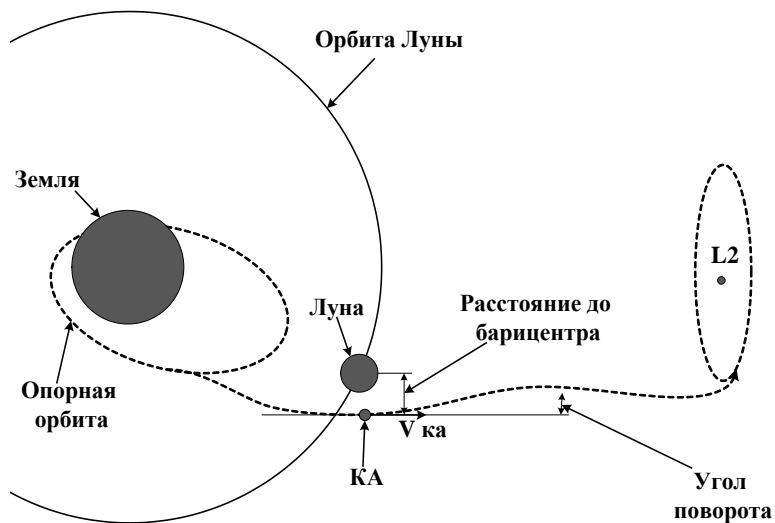
Данные методы контроля позволяют осуществлять работу на АД по штатному режиму, что существенно экономит ресурс АД и увеличивает длительность функционирования КА на орбите при использовании нерезервированного ГИВУС.

ГРАВИТАЦИОННЫЕ МАНЕВРЫ ДЛЯ ВЫВЕДЕНИЯ В ТОЧКУ ЛАГРАНЖА 2

Шариткин Ю.Н.

*г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»
snake@spacenet.ru*

Выведение КА в точку либрации L2 сопряжено с рядом трудностей, таких как длительность выведения, большие затраты топлива КА, а также точность выведения в заданную область.



В целях экономии топлива и повышения точности выведения КА в точку либрации L2, рядом стран применяется гравитационный маневр с использованием Луны или другого космического тела (Земли).

Используются два типа гравитационного маневра: разгон (гравитационный трамплин) и торможение (гравитационный удар).

Для проведения гравитационного маневра необходимо контролировать два параметра: линейную скорость и расстояние между трассой полета и барицентром Луны. От данных параметров зависит угол поворота, который и обеспечивает точность выведения в точку L2.

Известны случаи проведения гравитационного маневра с использованием гравитации Земли и точки L1, где используется маневр, получивший название «лестница Лиссажу».

Таким образом, предлагается использовать для отечественных КА выведение в точку L2 рассмотренными способами, использование которых уменьшает затраты топлива и повышает точность выведения.

УЧЕТ ГРАВИТАЦИОННОЙ СИЛЫ ЛУНЫ НА УЧАСТКЕ ВЫВЕДЕНИЯ

Шариткин Ю.Н.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

snake@spacenet.ru

Во всем мире и уже довольно давно известно природное явление «прилив». Это явление, управляющее большими массами воды, можно использовать как дополнительный фактор при старте и выведении ракетносителями (РН).

Предварительная оценка силы гравитации Луны для типового РН («Протон-М») дает следующие значения:

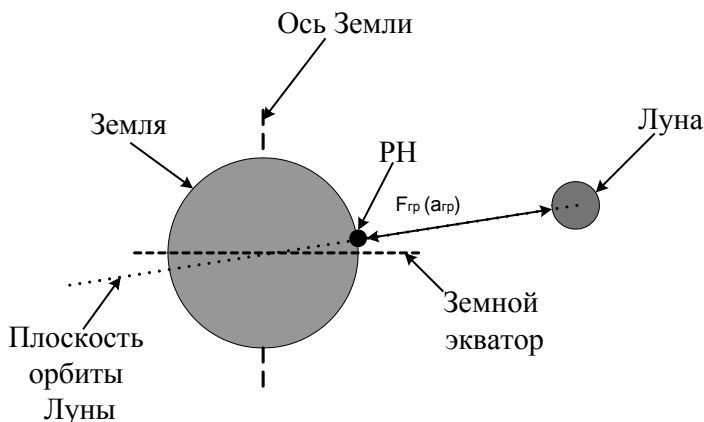
- в апогее орбиты Луны $F_{гр}(a)=21,004$ Н;
- в перигее орбиты Луны $F_{гр}(p)=26,221$ Н.

Предварительная оценка силы гравитации Луны для типового РН («Союз-2») дает следующие значения:

- в апогее орбиты Луны $F_{гр}(a)=11,639$ Н;
- в перигее орбиты Луны $F_{гр}(p)=9,324$ Н.

Учет гравитационного ускорения, создаваемого Луной, дает дополнительное ускорение:

- в апогее орбиты Луны $a_{гр}(a)=2,98 \cdot 10^{-5}$ м/с²;
- в перигее орбиты Луны $a_{гр}(p)=3,72 \cdot 10^{-5}$ м/с².



Если сравнивать силу притяжения Луны и силу тяги типовых двигателей коррекции, используемых на УКП «Навигатор», получаем, что притяжение Луны по тяге превышает двигатели коррекции более чем в 4...5 раз, что обеспечивает экономию топлива порядка 9...12 грамм/сек при условии нахождения Луны в зените. Кроме того, учет воздействия Луны влияет на точность выведения РН.

Таким образом, для экономии топлива, выведения большей массы полезной нагрузки, улучшения точности выведения целесообразнее использовать притяжение Луны. Спецификой данного выведения является необходимость нахождения РН в плоскости орбиты Луны.

СИСТЕМА АВТОМАТИЗАЦИИ ИСПЫТАНИЙ ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Шатский М.А., Щелькалин М.Ю.

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

Одной из важных задач в рамках создания ПО БСУ различными объектами является наземная отладка и испытания. В рамках сложившейся в МОКБ «Марс» технологии наземной отработки ПО СУ отработка производится на нескольких стендах последовательно в соответствии с утвержденной «Программой и методикой испытаний» (ПиМ). Типовая ПиМ включает описание набора вариантов комплексных режимов полета, определяемых начальными условиями, параметрами работы моделей бортовой аппаратуры, вводимой командной информацией и т.д. Такой подход сложился достаточно давно и показал свою эффективность при испытаниях большого количества изделий. Однако был выявлен и ряд недостатков, появляющихся из-за большого количества рутинных ручных операций, которые необходимо проводить при существенном объеме испытаний. Для устранения этих недостатков в рамках проводимых в МОКБ «Марс» работ по автоматизации процесса разработки ПО реализуется «Система автоматизации испытаний» (САИ).

По результатам анализа имеющейся технологии обработки ПО были выделены следующие функции, которые должна выполнять САИ.

- Подготовка исходных данных для моделирования: автоматизация ввода, хранения, учета и систематизации всех исходных данных для режимов испытаний (начальные условия, полетные задания и т.д.).
- Планирование испытаний с учетом необходимой последовательности стендов, загрузки стендов и результатов испытаний на других стендах.
- Заказ моделирования на стендах с оповещением операторов стенда о необходимости провести испытания, формированием всех необходимых данных.
- Сбор и хранение результатов моделирования, в том числе телеметрической информации большого объема на специально выделенных серверах общего доступа.
- Организация анализа и обобщения результатов, включая оповещение большого числа пользователей о проведении испытаний и необходимости анализа, сбор данных о результатах анализа.
- Формирование необходимой документации при выполнении всех функций, например формирование план-графиков испытаний, заданий на моделирование и т.д.

В настоящий момент САИ реализована как сетевая система класса клиент-сервер. В качестве основы использована СУБД PostgreSQL. Хранение результатов испытаний производится на специально выделенном FTP-сервере, доступ к которому осуществляется через клиентское ПО САИ, реализованное с использованием библиотеки Qt. Формирование отчетов производится в пакете OpenOffice. Преимуществом выбранной структуры является использование свободно распространяемого ПО, что снижает стоимость разработки и эксплуатации системы.

В настоящее время САИ успешно внедряется и уже продемонстрировала эффективность при испытаниях нескольких СУ космических аппаратов, в том числе «Экспресс-МД2», «Электро-Л2» и др. В перспективе рассматриваются пути интеграции САИ с САПР ФПО и системами автоматизированного анализа ТМИ.

ПРИНЦИП ГИБКИХ КИНЕМАТИЧЕСКИХ ТРАЕКТОРИЙ УПРАВЛЕНИЯ ТЕРМИНАЛЬНЫМИ МАНЕВРАМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Филимонов А.Б., Филимонов Н.Б.

г. Москва, МГУПИ, МГУ

mech@novtex.ru

Доклад посвящен 110-летию Г.В. Коренева – корифея отечественной науки в области механики и процессов управления, который одним из первых создал беспилотный летательный аппарат (ЛА) – радиоуправляемую модель самолета.

В докладе рассматриваются задачи управления движением ЛА и выделяются следующие особенности данных задач:

- для ЛА первостепенное значение имеют кинематические характеристики движения в окружающем физическом пространстве, которые должны учитываться в моделях управляемых процессов и лежать в основе постановки решаемых задач управления;
- динамика ЛА описывается нелинейными дифференциальными уравнениями, что существенно усложняет задачи управления;
- процессы управления движением ЛА имеют многостадийную и многорежимную структуру, в которой доминируют переходные режимы и терминальные маневры.

Вследствие этого задачи управления движением ЛА выходят за рамки существующих теоретических схем, и поскольку определяющим для них является механический аспект движений, то их целесообразно рассматривать и решать с единых позиций – на общей теоретической платформе, интегрирующей инструментальные средства теории управления и теоретической механики. Именно такой подход и обсуждается в докладе, теоретическую основу которого составляют следующие три вопроса:

- кинематическая формализация задач управления движением;
- пространственная синхронизация процессов терминального управления;
- концепция «гибких кинематических траекторий».

Г.В. Корнев (в начале 1960-х гг.) первым акцентировал внимание на кинематическом аспекте задач управления движением. В разработанной им целенаправленной механике управляемого тела в качестве основной выдвинута гипотеза: *всякое управляемое движение заранее запрограммировано и всякая программа целенаправленного движения носит кинематический характер*. При этом особо подчеркивалась необходимость задания программы движения объекта управления не только как функции времени, а в самой общей форме – в виде функционального соотношения между его переменными состояниями.

В докладе отмечается несостоятельность классического принципа «невозмущенного-возмущенного движения» Ляпунова-Летова в условиях больших возмущений. Анализируется альтернативный принцип «гибких траекторий». Показано, что последний естественно связывать с кинематикой движения ЛА в физическом пространстве, причем здесь наряду с временной возможна также и пространственная синхронизация движений. Во втором случае кардинально меняется смысл процессов управления, поскольку они принуждают объект двигаться по заданным пространственным кривым. Именно такой подход воплощается в известных методах наведения ЛА. Обсуждаются особенности принципа «гибких кинематических траекторий» на примере задачи управления терминальным управляемым маневром самолета в режиме выравнивания.

ОПТИМИЗАЦИОННЫЙ И СТОХАСТИЧЕСКИЙ АСПЕКТЫ ИНЖЕНЕРНЫХ ЗАДАЧ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

Филимонов Н.Б.

г. Москва, ИИПУ РАН, МГУ

mech@novtex.ru

Хотя основы теории автоматического управления (ТАУ) изначально закладывались механиками и математиками, все же она является инженерной научной дисциплиной. Однако в последнее время наблюдается весьма тревожная тенденция – «размывание» инженерного фундамента ТАУ и «выхолащивание» инженерного смысла ре-

шаемых задач. Причиной этого является преувеличение роли и значимости фактора «математизации» ТАУ. Здесь уместно вспомнить предостережение Т. МакРейа: «Если научное управление удалится в математическую раковину, оно превратится в отрасль математики, а не управления».

Доклад посвящен одной из проблемных областей современной теории автоматического управления (ТАУ) – задачам оптимизации процессов управления движущимися объектами в условиях неопределенности.

Данный круг задач актуален по ряду причин. Во-первых, задачи управления движущимися объектами важны для ряда отраслей техники – авиации, космонавтики, водного и автомобильного транспорта. Во-вторых, требования к процессам управления такими объектами сопряжены с вопросами эффективности и безопасности их эксплуатации. В-третьих, в силу необходимости учета множества разнообразных факторов, решение данных задач невозможно без применения развитого математического аппарата. Закономерно, что именно проблематика управления движением во многом определяла становление и развитие современной ТАУ.

Рассматриваются базовые для задач управления категории «оптимальности» и «неопределенности». Анализируется специфика реализации данных категорий в следующих двух классических инструментариях ТАУ:

- интегрально-квадратичной методологии оптимизации процессов управления;
- вероятностно-статистической методологии учета факторов неопределенности.

Они и сегодня составляют основу многочисленных отечественных и зарубежных научных публикаций. Однако парадокс состоит в том, что уже давно была показана их теоретическая несостоятельность и практическая непродуктивность для реальных инженерных приложений.

Так, несмотря на чрезвычайную популярность, интегрально-квадратичная оптимизация (АКОР) неоднократно подвергалась резкой критике в работах В.В. Солодовникова, Н.Н. Моисеева, Я.З. Цыпкина, С.В. Емельянова, С.К. Коровина, А.А. Первозванского, А.А. Колесни-

кова, В.Н. Букова, Р. Беллмана, У.М. Уонэма, а также самих ее основоположников – Р.Е. Калмана и А.М. Летова. Резкой критике неоднократно подверглась также вероятностно-статистическая парадигма в задачах управления и наблюдения: работы Ю.И. Алимова, В.Н. Тутубалина, Ю.А. Кравцова, Я.И. Хургина, Е.С. Вентцель, В.М. Резникова, Н.Н. Моисеева, П.Е. Эльясберга, Л.А. Левина, В.П. Леонова, В.В. Волгина, А.А. Григоряна, В. Леонтьева, П. Отгестеда, Д.А. Гилиса, Дж.Е. Литлвуда, Дж.У. Тьюки, Дж.М. Смита и др.

В докладе обсуждаются современные тенденции оптимизации процессов управления в условиях неопределенности, наиболее органично отвечающие запросам инженерной практики.

Секция 2

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ АТМОСФЕРНЫМИ БЕСПИЛОТНЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

РЕЖИМЫ РАБОТЫ АЭРОМОБИЛЬНОГО ЛИДАРА

Апарин Ю.Я., Огольцов И.И., Рожнин Н.Б., Шеваль В.В.

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

В работе [1] было обосновано предложение об использовании аэромобильного лидара (АМЛ), имеющего в своем составе квадрокоптер (беспилотный многодвигательный электролет вертолетного типа) – малогабаритный летающий интеллектуальный робот.

Повышение эффективности связано с возникающими при использовании квадрокоптера (КК) возможностями не только существенного улучшения энергетических характеристик АМЛ, но и значительного расширения его области деятельности при решении многих специализированных задач.

Существо этих задач определяется особенностями применения КК в составе АМЛ и теми режимами, в которых должен функционировать КК:

- старт КК со специальной площадки на борту транспортного средства лидара;
- полет КК в точку пространства в зоне действия зондирующего излучения, координаты которой определяются по результатам работы лидара с ориентацией КК в этой точке относительно линии «излучатель лидара – точка подвеса на КК ретроотражателя»;
- полет КК в узкой зоне действия зондирующего излучения (сопровождение луча) при определении границ зоны загрязнения;
- полет КК вне зоны прямой «видимости» со стороны оптических средств лидара с передачей (по радиоканалу) видеоизображения

поверхности земли для выбора оператором точки забора проб грунта (воды);

- посадка (или зависание) КК в заданной точке и реализация механического забора пробы;
- старт КК после выполнения забора пробы и полет в сторону транспортного средства лидача, могущего изменить свою дислокацию с момента первого старта КК;
- посадка КК на специальную площадку на борту транспортного средства лидача, оборудованную герметичным шлюзом;
- сброс пробы грунта (воды) в механический приемник проб.

Перечисленные выше режимы по максимуму выполняются автоматически. Следовательно, комплексная система управления (КСУ) КК в каждом из режимов должна строиться по отличающимся друг от друга структурам, в которых изменяются аппаратурный состав, взаимосвязи между измерительной и управляющей частями КСУ и алгоритмы обработки информации и управления.

Поэтому создание КСУ, обеспечивающей функционирование КК во всех перечисленных выше режимах, требует применения системных методов проектирования, а также создания имитационных средств проверки качественных показателей результатов проектирования во всех режимах.

Литература:

1. Апарин Ю.Я., Корнилов В.А., Шеваль В.В. Аэромобильный комплекс дистанционного контроля химического состава атмосферы /Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами: Тезисы докладов научно-технической конференции. – М.: МОКБ «Марс», 2010. С. 46-47.

ПРИМЕНЕНИЕ И ПРИНЦИПЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В СОСТАВЕ СОВРЕМЕННЫХ КОМПЛЕКСОВ ВЫСОКОТОЧНЫХ СИСТЕМ

**Бабичев В.И., Горячев О.В., Неклюдов А.И.,
Феофилов С.В., Фимушкин В.С.**

*г. Тула, ТулГУ
info@sau.tsu.tula.ru*

Современные требования к дальности действия комплексов высокоточного оружия предъявляют повышенные требования к средствам разведки и целеуказания, в соответствии с которыми распознавание цели и целеуказание должны осуществляться в глубине войск противника, а традиционные методы целеуказания разведчиками-операторами могут оказаться неприемлемыми в силу высокого риска их уничтожения.

Перспективным направлением решения указанных задач является применение дистанционно пилотируемых летательных аппаратов, так как они обеспечивают разведку целей и их распознавание, выбор приоритетной цели и определение ее координат в большой зоне действия противника как по дальности, так и по фронту без опасности поражения личного состава разведывательных подразделений.

В связи с тем, что при разработке БЛА используется богатый задел, накопленный современной авиационной наукой и техникой, основной упор сегодня должен быть сделан на разработку моделей и методов проектирования беспилотных комплексов и их эффективного применения для решения многообразных задач.

Беспилотным авиационным комплексом (БАК) будем называть эргодическую (человеко-машинную) систему, включающую в себя беспилотные ЛА, технические средства их старта, системы управления, передачи и обработки информации, технического обслуживания и персонал. Вся эта система во взаимодействии обеспечивает применение и эксплуатацию БАК.

Рассмотрен пример применения БЛА с ПНЦ в составе беспилотного авиационного комплекса. Основной проблемой при модели-

ровании системы наведения и стабилизации в целом является решение задачи, связанной с подвижностью основания. Беспилотный летательный аппарат в своем движении неизбежно совершает различные маневры, кроме того, на него действуют внешние возмущения, например порывы ветра. Это приводит к постоянному изменению углового положения БЛА в пространстве. При этом полезная нагрузка в течение всего времени ее работы должна быть стабилизирована относительно поверхности земли. Поэтому мы преобразуем координаты, угловые скорости, из земной системы координат в систему координат БЛА. Для оценки влияния возмущений, вызванных движением летательного аппарата, на точность наведения и стабилизации была разработана схема моделирования системы в целом в среде Simulink пакета Matlab.

В рамках работы рассматриваются режимы системы стабилизации при различных параметрах, а также дополняются нагрузкой в виде периодической качки носителя. По результатам моделирования можно сделать вывод, что воздействие периодической качки существенно ухудшает точность стабилизации. Для успешного поиска цели в заданном квадрате необходимо обеспечить сканирование поверхности с помощью оптических средств, расположенных на БЛА. При этом должна быть просканирована вся заданная площадь без мертвых зон. Для иллюстрации результата отработки системой вычисленных входных параметров, система была промоделирована и результаты моделирования удовлетворяют параметрам такого класса систем.

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Герасимов Г.И., Джанджгава Г.И., Сотников В.И.

*г. Раменское Московской обл., ОАО «РПКБ»
rpkb@rpkb.ru*

Рассматриваются основы методики оценки продолжительности маловысотного полета (МВП) беспилотного летательного аппарата (БЛА). Устанавливаются связи основных параметров МВП: заданной

высоты, продолжительности полета и вероятности столкновения с рельефом.

Предполагается, что текущее отклонение геометрической высоты БЛА от заданной $\delta H_r(t)$ определяется основными случайными составляющими:

- погрешностью управления (стабилизации) БЛА относительно заданной траектории полета в вертикальной плоскости;
- ветровыми возмущениями в вертикальной плоскости турбулентного характера;
- погрешностью измерения геометрической высоты;
- погрешностью картографирования и определения высоты рельефа.

Представлены корреляционные функции этих составляющих. При определении корреляционных функций первых двух составляющих использовалась упрощенная передаточная функция системы управления БЛА по высоте в виде устойчивого колебательного звена.

Получены результирующие корреляционные функции величины $\delta H_r(t)$ для вертикальных турбулентных возмущений, характеризуемых $\sigma_{wv}=2,5$ м/с, и двух типов рельефа: слабопересеченного с $\sigma_p=15$ м и сильнопересеченного с $\sigma_p=60$ м.

Для этих условий оценены основные параметры маловысотного полета (МВП).

Полет над слабопересеченным рельефом ($\sigma_p=15$ м)

Продолжительность МВП практически не ограничена и при заданной высоте МВП

$H_{\text{зад}}=16$ м оценивается $T_{\text{п}} \leq 5,5$ ч, а вероятность столкновения с рельефом величиной $R_{\text{ст}} \approx 0,0005$.

Уменьшение $H_{\text{зад}}$ на 20 % ($H_{\text{зад}}=13$ м) уменьшает продолжительность МВП до 0,5 ч и увеличивает вероятность столкновения с рельефом до $R_{\text{ст}} = 0,002$.

Полет над сильнопересеченным рельефом ($\sigma_p = 60$ м)

Маловысотный полет практически нецелесообразен, и при $H_{\text{зад}}=100$ м продолжительность МВП оценивается $T_{\text{п}} \approx 12$ мин, а вероятность столкновения с рельефом $R_{\text{ст}} \approx 0,003$.

Уменьшение $H_{\text{зад}}$ до значения $H_{\text{зад}} = 60$ м уменьшает продолжительность МВП до 40 с и увеличивает вероятность столкновения с землей до $R_{\text{ст}} \approx 0,05$.

На основании рассмотренных примеров сделаны следующие **ВЫВОДЫ**.

1. Продолжительность и заданная высота МВП являются параметрами, определяющими вероятность нестолкновения с землей.

2. Для высоких значений вероятности нестолкновения с землей продолжительность МВП может быть малой, при которой режим МВП применять нецелесообразно.

3. Представленные в докладе результаты исследований имеют методическую направленность, а полученные числовые значения по оценке продолжительности МВП в определенной мере условны, и для конкретной системы управления БЛА могут быть получены иные значения, отличающиеся как в одну, так и в другую сторону.

УНИВЕРСАЛЬНЫЙ АЛГОРИТМ СИНТЕЗА УПРАВЛЕНИЯ В ЗАДАЧЕ НАВЕДЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Дьячук А.К., Оркин Б.Д., Оркин С.Д.

*г. Москва, МАИ
annakd16@mail.ru*

Выбор управления ЛА в задаче наведения является одной из самых сложных и актуальных проблем. Построение алгоритма наведения приводит к необходимости решения задачи стохастического управления, которую, обычно заменяют на детерминированную, предполагая, что оценки вектора состояния и параметров системы известны. Но даже при таком упрощении получение оптимального управления в форме синтеза в реальном масштабе времени представляет значительную проблему, так как потребует существенных затрат машинного времени из-за высокой размерности, нелинейности и наличия ограничений на векторы состояния и управления.

Рассматривается универсальный алгоритм синтеза управления ЛА в детерминированной постановке. В его основу положен известный подход, согласно которому управление осуществляется по отклонению вектора регулируемых параметров \bar{x} от его потребного значения \bar{x}_{Π} . Принято $\bar{x} = (\bar{V}_k^o \cdot V_k)$, $\bar{x}_{\Pi} = (\bar{V}_{к\Pi}^o \cdot V_{к\Pi})$, где V_k , \bar{V}_k^o – скорость ЛА относительно Земли и орт, определяющий ее ориентацию; $\bar{V}_{к\Pi}^o$, $V_{к\Pi}$ – потребные значения \bar{V}_k^o , V_k .

Орт $\bar{V}_{к\Pi}^o$ в текущий момент времени предлагается определять как начальное значение \bar{V}_k^o , полученное в результате решения задачи оптимального управления на быстродействие с подвижным левым концом траектории ЛА, на котором \bar{V}_k^o не задается (на \bar{V}_k^o может быть наложено ограничение, чтобы обеспечить, например, нужную точность получения информации о цели от БРЛС), а прочие координаты вектора состояния ЛА совпадают с их текущими значениями; терминальное множество определяется условиями успешного завершения наведения. Задача рассматривается в упрощенной постановке, при которой используются следующие варианты гипотез о движении ЛА: 1) ЛА движется с постоянной скоростью, управление – вектор нормального ускорения; 2) траектория ЛА описывается кубическими полиномами с постоянными коэффициентами. В обоих случаях принималось, что модуль вектора нормального ускорения ограничен сверху.

Потребная скорость $V_{к\Pi}$ в текущий момент времени назначается из тактических соображений, чтобы обеспечить разгон, торможение или поддержать необходимую скорость. Поскольку в результате решения задачи оптимального управления приближенно определяется и будущая траектория ЛА, то назначение $V_{к\Pi}$, а также коэффициентов в законе управления «по отклонению» упрощается – можно воспользоваться результатами предварительных исследований по выбору этих параметров для типовых участков траектории.

Следовательно, управление ЛА строится в форме синтеза в реальном масштабе времени, поскольку решение задачи оптимального

управления в упрощенной постановке не требует существенных затрат машинного времени.

Результаты моделирования наведения ЛА на терминальном участке (с неработающим двигателем) в атмосфере на неподвижную цель показали, что разработанный алгоритм обеспечивает высокую точность наведения при низком расходе управления, значительную область достижимости.

АППАРАТУРА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ МОНИТОРИНГА МОРСКОЙ И НАЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ С ПОМОЩЬЮ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

**Иванов Е.Г., Каманин В.В., Поповцев С.С.,
Шахатуни М.Е., Юрескул А.Г.**

*г. Санкт-Петербург, ОАО «Концерн «Гранит-Электрон»
cri-granit@peterlink.ru*

В докладе рассматриваются вопросы моделирования и стендовой отработки бортовой аппаратуры и систем мониторинга БПЛА среднего класса. Для полунатурного моделирования движения БПЛА вертолетного (самолетного) типа предлагается использовать комплекс полунатурного моделирования, включающий в себя: математическую модель движения БПЛА, трехстепенной моделирующий стенд СЗ-ПР-Р, выполняющий роль имитатора угловых перемещений, универсальный бортовой комплекс управления.

Математическая модель движения БПЛА разработана в среде Matlab Simulink и может функционировать как в режиме математического моделирования, так и в реальном масштабе времени, что необходимо для работы в составе комплекса полунатурного моделирования.

Установка на трехстепенный стенд СЗ-ПР-Р инерциальной навигационной системы (ИНС), входящей в состав бортового комплекса управления, позволяет использовать в контурах стабилизации более достоверные по сравнению с математическими параметры углового движения БПЛА. В то же время проверка работы автопилота при раз-

личных комбинациях измеренных и вычисленных параметров движения позволяет оценить его надежность при движении по различным траекториям.

Возможность установки на стенд СЗ-ПР-Р полезной нагрузки до 10 кг дает возможность проводить отработку не только комплекса управления, но и оценить эффективность работы системы мониторинга.

Модульная структура и использование унифицированных протоколов обмена позволяет включить его в комплексный стенд отладки бортовой и судовой аппаратуры системы управления и мониторинга БПЛА.

ТЕХНОЛОГИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАНЕВРЕННЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

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

г. Москва, ОАО «НИИ «Субмикрон», ОАО «ОКБ «Сухого»

mgk@se.zgrad.ru

В настоящее время требования к беспилотным летательным аппаратам (БПЛА) изменились от авиамодельных конструкций с видеонаблюдением до требований летательных аппаратов (ЛА):

- высота полета до 25 км с временем функционирования до 12 ч;
- выполнение функций ударных самолетов, самолетов разведки, истребителей;
- малозаметность;
- функционирование в условиях воздействия специальных факторов ядерного взрыва;
- наличие внешних защищенных каналов связи.

Современные самолеты 4+, 4++ и 5-х поколений (СУ-35, Т-50) уже имеют в своем составе (рис. 1) элементы беспилотных систем (автопилот), которые используются на всех этапах полета (взлет, полет, маневрирование, атака, посадка) и соответствуют предъявляемым требованиям к БПЛА. Технология и тенденции разработки перспективных БПЛА на сегодняшний день представляются в отработке



Рис 1. Структура самолета в целом

БПЛА на существующих ЛА и авиабазах с максимальным заимствованием опыта инженерно-технического персонала по созданию классических ЛА.

Начальные испытания БПЛА должны осуществляться под контролем пилота, который может в любой момент времени вмешаться и перейти на ручное управление. Необходимо сохранить и использовать задел отработанности планера ЛА, при этом не требуются «продувки» и динамические испытания в ЦАГИ. Впоследствии из состава ЛА должны быть исключены подсистемы индикации, органов управления и жизнеобеспечения пилота. Исключением может быть система катапультирования, которую возможно использовать для спасения локального черного ящика, использующего системы памяти типа FLASH.

Важным направлением в развитии БПЛА является отказ от архаичных системных ограничений, существующих в пилотируемых ЛА:

- питание 0 В на корпусе ЛА. Требуется перейти на двухпроводное питание, т.к. ГОСТ Р 54073-2010 по электропитанию самолетов это позволяет;
- гальваническая связь между системами ЛА. Требуется перейти от гальванически связанных каналов связи ARINC429 к МКИО ГОСТ Р 52070-2003 и AFDX (прототип Ethernet);

• игнорирование факта физического дублирования конструкции планера ЛА, который имеет осевую симметрию. Полет возможен с отказавшей выключенной физической половиной рулей планера с некоторым снижением динамики полета.

Структура комплексной системы управления современных ЛА представляет собой дублирование дубля. Каждый дубль осуществляет комплексное управление всеми приводами с учетом мнения соседа. Учитывая роль микроминиатюризации и факт физического дублирования планера предлагается перейти к схеме мажорирования физических дублей (рис. 2), в которой каждой физической половиной планера управляет тройка. Существенной особенностью такой структуры является непропуск ошибки в каналы связи и парирование сбоя в реальном масштабе времени.

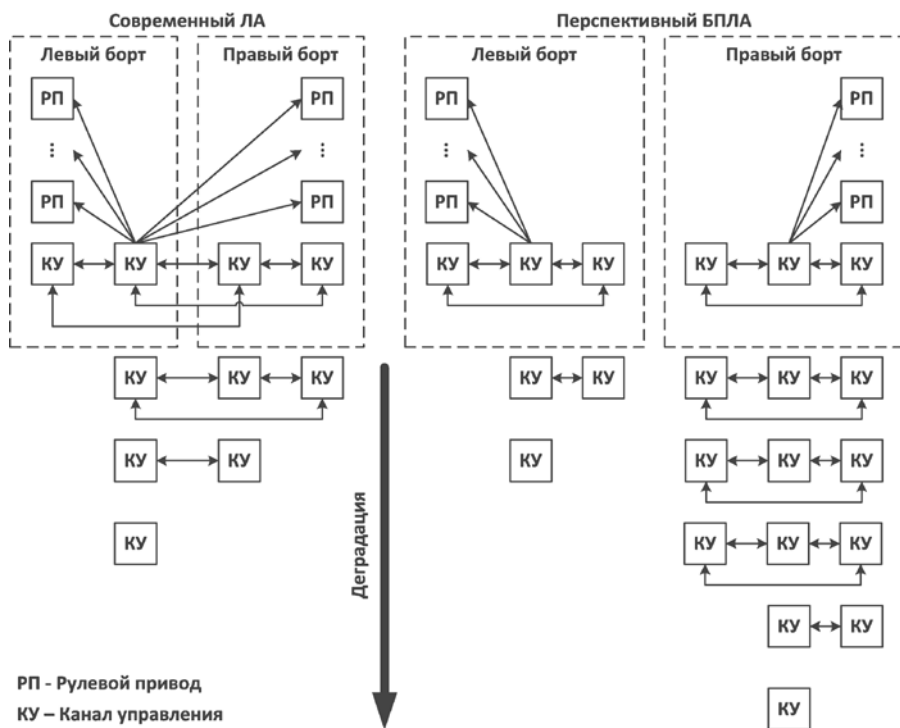


Рис 2. Строение и деградация современного ЛА и перспективного БПЛА

Наиболее перспективным решением является создание БПЛА на базе ОАО «ОКБ «Сухого» с использованием современного опыта проектирования самолетов СУ-35 и Т-50.

АЛГОРИТМИЧЕСКИЙ ПРИНЦИП ФОРМИРОВАНИЯ АДАПТИВНОЙ КОМПОНЕНТЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАНИРУЮЩЕГО ДВИЖЕНИЯ НЕСТАЦИОНАРНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Карева Е.М., Пучков А.М., Сыров А.С.

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

Доклад посвящен формированию планирующего движения беспилотного летательного аппарата (БПЛА).

Решение задач формирования планирующего движения БПЛА является неотъемлемой частью общей задачи управления угловым движением [1]. Такое решение имеет, по меньшей мере, два недостатка. Это, во-первых, наличие статической ошибки. Во-вторых, отработка, например, возмущающего воздействия обуславливает и срыв стационарного полета и соответствующих сигналов угла атаки α и отклонения рулей δ .

Предложено решение [2] с параллельным введением специально сформированного канала, который включает в себя в качестве основных звеньев интегратор и функционально-адаптивный ограничитель сигнала (см. рис. 1).

На рисунке обозначено:

- 1 – формирователь заданного угла тангажа, $\vartheta_{\text{зад}}$;
- 2 – элемент рассогласования;
- 3 – суммирующий усилитель;
- 4 – сумматор с ограничением B ;
- 5 – рулевой привод;
- 6 – собственно ЛА;
- 7 – датчик углового состояния ϑ и $\dot{\vartheta}$;

8 – интегрирующий усилитель с ограничением – выходной сигнал ϑ_f ;

9 – ограничитель сигнала с перестраиваемым уровнем ограничения A ;

q – сигнал скоростного напора для адаптивного изменения уровня A и передаточных чисел.

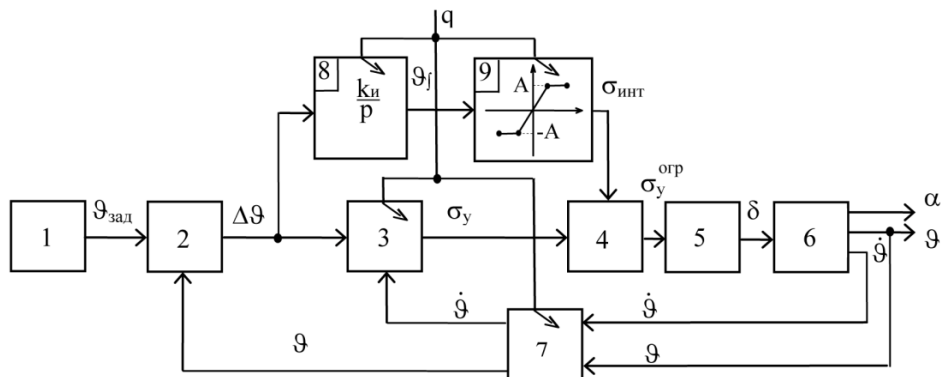


Рис. 1

Алгоритм формирования ограничения реализует специфичную постоянную величину функции ϑ_f при сигнале ϑ_f больше расчетной константы $A=f(q)$.

При этом ограничение сумматора 4 (B) определяется условием распределения ограничений в многоканальной системе автоматического управления; величина ограничения интегратора $A < B$ и составляет $(0,1 \div 0,35)A$.

Такое решение обеспечивает большую устойчивость и аналитичность планирующего движения ЛА в условиях существенной нестационарности и устраняет отмеченные выше недостатки.

Литература:

1. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / под ред. Г.С. Бюшгенса. – М.: Наука, Физматлит, 1998.
2. А.С. Сыров, Б.Н. Попов, А.М. Пучков и др. Способ формирования адаптивного сигнала стабилизации планирующего движения БПЛА и устройство для его осуществления. Заявка на изобретение № 2011107868 от 02.03.2011. Решение о выдаче патента от 10.04.2012.

МЕТОДОЛОГИЯ ИСПЫТАНИЙ НА КОМПЛЕКСЕ ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ СОВМЕСТНОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ И СИСТЕМЫ КОНЕЧНОГО НАВЕДЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

**Ковальчук В.А., Крайнов А.К., Кушалов С.В.,
Ляпунов В.В., Постников Д.С., Яшин В.П.**

*г. Дубна, ОАО ГосМКБ «Радуга»
raduga@dubna.ru*

Кравчук С.В., Сыров А.С., Тацюк Д.Г.

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

Изотов Д.Б., Конюк Д.М., Смородин Ю.П.

*г. Санкт-Петербург, ОАО НПП «Радар-ММС»
radar@radar-mms.com*

С целью уменьшения рисков и затрат по разработке и в обеспечение выполнения требований ТТЗ на БЛА, ГосМКБ «Радуга» совместно с МОКБ «Марс» и НПП «Радар-ММС» в 2010–2011 гг. проведено полунатурное моделирование (ПНМ) систем управления (СУ) и системы конечного наведения (СКН). В докладе изложена методология и результаты отработки совместного функционирования бортовых систем СУ и СКН на комплексе полунатурного моделирования (КПМ) в ГосМКБ «Радуга». Показана структура КПМ и проводимые на нем контрольные проверки.

КПМ предназначен для отработки систем управления на реальной аппаратуре и имитаторах. КПМ состоит из имитирующих программ, аппаратуры из состава БЛА, моделирующих механико-электронных устройств, датчиков и систем регистрации.

В процессе ПНМ проведены исследования по:

- проверке рабочих процессов СУ и СКН (поиск, выбор, сопровождение цели, перенацеливание, срыв сопровождения);
- аттестации взаимодействия и логики совместной работы СУ и СКН;
- проверке контура наведения и настройки его параметров;

- изучению качества и динамики процессов при наведении;
- отладке специального программного обеспечения.

Для создания условий экспериментов расширены возможности существующего КПМ внесением в его состав аппаратуры СКН со штатными линиями связи и КПА, имитатора КИА-ВЧ с излучателем, а также БИНС и блока телеметрии. Доработаны аппаратные и программные средства по имитации сигналов в модели движения БЛА (ММ БЛА) и по управлению трехступенным поворотным стендом ЗПШК-600М.

Методика моделирования с подвижной линией «снаряд-цель» при установленном неподвижно излучателе имитатора «отраженного сигнала» (от цели):

1) СКН закреплена на стенде ЗПШК-600М, рабочая зона огорожена радиопоглощающим материалом;

2) на положенном расстоянии от зеркала антенны юстируется и устанавливается излучатель имитатора «отраженного сигнала» для выдачи радиоимпульса с заданными параметрами (задержка от дальности до цели, мощность, доплеровская частота), формируемого на основе зондирующего сигнала и траекторных параметров БЛА;

3) для обеспечения формирования требуемых углов пеленга, вырабатываемых СКН по «отраженному сигналу», стенд ЗПШК-600М поворачивает СКН относительно линии «излучатель-стенд» на соответствующие углы, рассчитанные в ММ БЛА.

На ПНМ проверены разрабатываемые версии программ СУ и СКН. До выхода на КР и ОР выявлялись моделированием и устранялись разработчиками ошибки в совместной работе проверяемых систем; уточнены параметры СУ для повышения качества управления; настроены телеметрия и программы для анализа работы БЛА.

На основании полученных результатов совместной группой по моделированию и анализу работы БЛА выдавались заключения о готовности к КР и ОР для СУ и СКН.

В натурных работах 2011 г. все БЛА успешно попали в заданные цели и подтвердили эффективность полунатурного моделирования, корректность моделей и использованных методов, применяемых в настоящее время при новых разработках.

СОЗДАНИЕ КОМПЛЕКСА И РАЗРАБОТКА СПЕЦИАЛЬНОГО ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Коссов Е.В., Тер-Саакян А.С.

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

В настоящее время наблюдается повышение интереса к созданию беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), в том числе и для решения таких задач, как мониторинг морской и земной поверхности. Мониторинг осуществляется тепло- и телевизионными оптическими средствами и средствами радиолокационного обзора. Для исследования эффективности применения такой аппаратуры необходимо с большой степенью достоверности воспроизводить движение летательного аппарата в широком динамическом диапазоне.

Увеличение сложности и стоимости БПЛА и бортовой аппаратуры заставляет прибегать к наземным средствам отработки, таким как математическое и полунатурное моделирование. Это позволяет производить отработку тестовых задач в лабораторных условиях, максимально приближенных к условиям применения изделия.

В работе проведен анализ специфических условий применения БПЛА, состава бортовой аппаратуры управления, обоснована необходимость наземной отработки бортовой аппаратуры на режимах применения БПЛА.

В соответствии с техническим заданием и задачами моделирования определена структура комплекса полунатурного моделирования (КПМ), проведен выбор динамического стенда и математической модели БПЛА. В обеспечение работоспособности комплекса разработан пакет специального программного обеспечения управления комплексом, подыгрыша бортовой аппаратуре управления и заправки полетного задания, сбора и обработки информации. С целью отладки комплекса составлены тестовые полетные задания, на отработке которых проверено соответствие созданного КПМ содержанию ТЗ. По этим ПЗ

проведено моделирование с комплектом бортовой аппаратуры управления, поставленным ООО «ТеКнол». Результаты моделирования были обработаны на ЭВМ.

В работе приведены графики параметров движения, полученных при моделировании. Их анализ показал высокое качество функционирования комплекса.

**ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОЛОГИИ СИНТЕЗА АЛГОРИТМОВ
ЦИФРОВОГО УПРАВЛЕНИЯ ПЕРЕВЕРНУТЫМ МАЯТНИКОМ
НА ТЕЛЕЖКЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АППАРАТА
ОПТИМИЗИРОВАННЫХ ДЕЛЬТА-ПРЕОБРАЗОВАНИЙ ВТОРОГО
ПОРЯДКА ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ
АППАРАТОМ НА КОНЕЧНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ**

Кравченко П.П., Хусаинов Н.Ш.

г. Таганрог, ТТИ ЮФУ

kravch@tti.sfedu.ru, KhussainovNSh@tti.sfedu.ru

В настоящее время актуальной является задача повышения точности и быстродействия управления для систем автоматического управления (САУ) летательного аппарата (ЛА), характеризующихся, в частности, необходимостью в экстремальных условиях алгоритмически обеспечивать эффективное управление (достаточно качественное по быстродействию и точности) с предельно высокими динамическими свойствами, т.е. с поперечными ускорениями, близкими к предельно допустимым значениям на некотором временном отрезке управления.

В работе решалась задача проектирования системы управления беспилотным летательным аппаратом с баллистической траекторией движения на конечном участке пути с использованием методологии синтеза алгоритмов цифрового управления перевернутым маятником на тележке с использованием аппарата оптимизированных дельта-преобразований второго порядка [1]. Основными особенностями данной методологии являются возможности: обеспечение га-

рантированных показателей по быстродействию и точности в соответствии с теоретическими оценками при определенных ограничениях, обеспечение эффективного функционирования в условиях действия возмущений благодаря грубости алгоритмов управления, а также сравнительно низкая вычислительная трудоемкость синтезированных алгоритмов управления, теоретически обоснованный выбор шага дискретизации и некоторые другие [2].

При выполнении работы произведен синтез алгоритмов цифрового управления на основе нелинейных уравнений движений сверхзвукового ЛА баллистического типа. В результате получены алгоритмы цифрового управления для конечного участка траектории движения, оптимизированные по точности и быстродействию, пригодные для реализации в реальном масштабе времени на базе современных образцов вычислительной техники. Формирование управляющих воздействий выполняется на каждом дискретном шаге по значениям текущих ошибок отклонения от заданной траектории. Разработана программная модель САУ ЛА для экспериментальной отработки и исследования предлагаемых технических решений и алгоритмов.

Проведенные эксперименты показали возможность получения динамической ошибки управления, соответствующей требованиям для прецизионных систем управления. Область возможного применения полученных результатов – проектирование систем управления движением ЛА на конечном участке траектории в условиях разовой или многократной коррекции положения ЛА по показаниям внешней навигационной системы.

Литература:

1. Кравченко П.П. Оптимизированные дельта-преобразования второго порядка. Теория и применение. – М.: Радиотехника, 2010. – 288с.
2. Кравченко П.П. Синтез алгоритмов цифрового управления перевернутым маятником на тележке с использованием аппарата дельта-преобразований второго порядка // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2012. – № 5. – С. 6-14.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ И ПОЛУНАТУРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ АВИАЦИОННЫХ УПРАВЛЯЕМЫХ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ С ИНЕРЦИАЛЬНО- СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМОЙ НАВЕДЕНИЯ

Кувшинов В.С.

г. Москва, ФГУП «ГосНИИАС»

info@gosniias.ru

В докладе показано, что рациональное распределение решаемых задач между различными видами наземных испытаний методами математического и полунатурного моделирования инерциально-спутниковых систем наведения (ИССН) авиационных средств поражения (АСП) класса «воздух-поверхность», комплексное использование результатов наземных и летных испытаний позволяют существенно повысить достоверность, сократить сроки разработки и принятия перспективных АСП на вооружение.

Системы наземной отработки АСП с ИССН, включающие в себя комплекс математического моделирования (КММ) и комплекс полунатурного моделирования (КПМ) с имитатором системы управления вооружением (СУВ), непрерывно совершенствуются, что позволяет расширить круг решаемых задач при наземной отработке изделий и, в свою очередь, снизить затраты на создание новых образцов авиационного вооружения.

Рассмотрен типовой вариант КММ, структурно являющийся локальной вычислительной сетью, объединяющей автоматизированные рабочие места (АРМ) на базе ПЭВМ. Такая сетевая организация КММ предоставляет для каждого АРМ возможность использования всех сетевых ресурсов (аппаратных и информационных) при решении задач математического моделирования отдельных устройств и комплексной задачи моделирования процессов наведения оружия в целом.

Сформулированы основные задачи, состав оборудования КПМ и разработана его типовая структурная схема.

Для наземной отработки бортового комплекса управления АСП специальное программное обеспечение (СПО) разрабатывается на основе модульного принципа.

При полунатурном моделировании используется следующая реальная аппаратура из состава изделия: блок траекторного управления, приемник спутниковой навигации, телеметрическая система, кабельная сеть АСП.

В процессе летных испытаний необходимо проводить сеансы предполетного и послеполетного математического и полунатурного моделирования. Предполетное моделирование проводится с целью оценки ожидаемых при летном испытании результатов и проверки функционирования алгоритмов и аппаратуры АСП на режимах предполагаемого пуска, а послеполетное моделирование позволяет сравнить полученные в летном испытании результаты с результатами моделирования на реальном режиме пуска и выявить нештатную работу образца аппаратуры либо неадекватность результатов моделирования.

Комплексная обработка всей информации о проведенных летных испытаниях в сочетании с послеполетным математическим и полунатурным моделированием позволяет отработать образцы АСП в сжатые сроки с минимальными затратами.

НОВЫЕ ПОДХОДЫ К ФОРМИРОВАНИЮ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ ДЛЯ КОМПЛЕКСОВ ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ОРУЖИЯ КЛАССА «В–П» С ПРИМЕНЕНИЕМ LINUX-ПОДОБНЫХ ОПЕРАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Лазиков Д.В., Синяков Д.А.

г. Москва, ФГУП «ГосНИИАС»

info@gosniias.ru

Одним из наиболее важных вопросов при создании программного обеспечения комплекса полунатурного моделирования является вопрос выбора операционной системы и средств разработки программного обеспечения, обеспечивающих работу комплекса в режиме «реального времени». Одним из путей решения данного вопроса является использование операционной системы Windows с установленным

расширением реального времени RTX, имеющее определенные преимущества и массу недостатков, толкающих разработчика на поиск альтернативных путей решения данного вопроса.

Представлено рассмотрение и обоснование возможности использования операционных систем на базе ядра Linux в качестве альтернативы операционным системам Windows при создании программного обеспечения комплекса полунатурного моделирования. Рассмотрены вопросы использования пакета Xenomai Real-Time Framework в качестве расширения «реального времени» для ОС Linux. Освещены требования к прикладному программному обеспечению комплекса полунатурного моделирования, рассмотрены основные функции, принципы его построения и возможности их реализации в операционных системах Linux.

Приведено описание решения типовых задач при построении программного обеспечения, таких как обеспечение доступа к аппаратным средствам ПЭВМ (чтение и запись в порты, обработка прерываний, поддержка таймеров), организация межпроцессного взаимодействия и управление вводом-выводом (RS-232, Ethernet); приведен методический подход к расчету объемов регистрируемых информационных потоков и оценке требуемых вычислительных мощностей для расчета имитационных моделей и обмена данными с аппаратурой ввода-вывода, на основании которых дана оценка соответствия выбранной платформы заданным требованиям.

Применение Linux-подобных операционных систем с установленным расширением реального времени позволяет обеспечить разработку и функционирование прикладного программного обеспечения для решения задач отработки изделий типа «воздух – поверхность» в режиме «реального времени» методами полунатурного моделирования. Применение данной технологии обеспечивает возможность использования развитых стандартных библиотек для работы с файлами, локальной сетью, графическим интерфейсом, и большое количество открытых библиотек и исходных кодов на языках C++, Python и др.

ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ ФОНОЦЕЛЕВОЙ ОБСТАНОВКИ НА КОМПЛЕКСАХ ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ОРУЖИЯ КЛАССА «В–П» С РАДИОЛОКАЦИОННЫМИ СИСТЕМАМИ НАВЕДЕНИЯ

Лазиков Д.В., Хлебников Д.В.

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

В данной работе проведен обзор существующих технологий формирования фоноцелевой обстановки на комплексах полунатурного моделирования бортовых систем управления оружия класса «В–П» с радиолокационными системами наведения.

В работе представлены технологии формирования фоноцелевой обстановки для следующих радиолокационных систем наведения:

- широкодиапазонная пассивная радиолокационная головка самонаведения (ШПРГС);
- некогерентные активные системы наведения (АСН), работающие в трехсантиметровом диапазоне длин волн;
- когерентные АСН, работающие в трехсантиметровом диапазоне длин волн.

Рассмотрены достоинства и недостатки существующих технологий.

Для формирования фоноцелевой обстановки для некогерентных РЛ-систем используются стандартные СВЧ-генераторы со встроенными специальными функциями.

Технологии моделирования фоноцелевой обстановки современных когерентных РЛ-систем конечного наведения строятся на базе специализированных генераторов, созданных на предприятиях-разработчиках ГСН и содержащих аппаратные блоки ГСН.

В технологии формирования фоноцелевой обстановки для АСН используются стандартные СВЧ-генераторы, в отличие от АСН не требующие наличие синхронизирующих связей с ГСН.

Сформулированы основные требования к технологии моделирования перспективных комбинированных многоканальных РЛ-систем

конечного наведения в условиях многоцелевой обстановки и воздействия естественных и преднамеренных помех.

Определены основные принципы построения имитатора фоновой обстановки, использующего современные принципы цифровой обработки сигнала с возможностью формирования многоточечных целей.

МАЛОГАБАРИТНАЯ РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СТАНЦИЯ С СИНТЕЗИРОВАНИЕМ АПЕРТУРЫ «ШМЕЛЬ-М»

Макрушин А.П., Мухин В.В., Нестеров М.Ю.

г. Каменск-Уральский, ОАО «УПКБ «Деталь»

upkb@nexcom.ru

Радиолокационные станции с синтезированной апертурой антенны (РСА) могут существенно расширить возможности комплекса оборудования беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). РСА способны обеспечивать наблюдение в любых погодных условиях, круглосуточно, при наличии дыма и пыли, с высокой детальностью (единицы и доли метров) и в широком угловом секторе, что недоступно оптическим системам наблюдения.

Для малоразмерных низковысотных БПЛА требуются РЛС с небольшой массой, габаритами и потребляемой энергией. Очевидным решением в этих условиях является применение непрерывного зондирующего сигнала, например с линейным частотным заполнением. Однако следует помнить, что использование непрерывных зондирующих сигналов в РЛС приводит к ограничению предельной дальности действия РЛС до 10-15 километров.

Анализ результатов летных экспериментов показывает, что легкий летательный аппарат в условиях полета в нижних слоях атмосферы подвержен сильным траекторным неустойчивостям. Бюджетная навигационная система легкого БПЛА не может обеспечить требуемой для РСА точности оценивания параметров движения. В этих условиях высокое качество радиолокационного изображения (РЛИ) мо-

жет быть достигнуто наряду с полным использованием имеющейся навигационной информации только путем широкого применения алгоритмов адаптивной обработки сигнала.

Электронная стабилизация синтезированной диаграммы направленности антенны используется для поддержания ее вдоль нормали к линии заданного пути независимо от текущего угла сноса, а автофокусировка обеспечивает высокое качество РЛИ и требуемую разрешающую способность по азимуту. Все эти меры позволяют в условиях сильных траекторных неустойчивостей существенно уменьшить геометрические искажения и расфокусировку радиолокационного изображения, однако налагают определенные требования на производительность вычислительной подсистемы.

На предприятии «УПКБ «Деталь» в рамках инициативной ОКР создана малогабаритная РЛС бокового обзора с синтезированием апертуры «Шмель-М». Стоит отметить, что вся обработка сигнала, включая электронную стабилизацию антенны и автофокусировку, а также формирование радиолокационного изображения в виде, удобном для оператора, происходит непосредственно на борту в режиме реального времени.

Основные характеристики изделия следующие:

- масса (включая антенную систему и БЦВМ) 12 кг;
- температурный диапазон эксплуатации от минус 40 до +75° С;
- излучаемая мощность сигнала 0,5 Вт;
- рабочий диапазон по наклонной дальности 1500 ÷ 10000 м;
- линейное разрешение по азимуту и дальности 1,3...1,5 м.

Успешно проведены летные испытания изделия, подтвердившие заложенные при проектировании требования по потенциалу, рабочему диапазону дальности и разрешающей способности.

МНОГОРЕЖИМНЫЙ АДАПТИВНЫЙ МЕТОД УПРАВЛЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ ПРОДОЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ В ШИРОКОМ ДИАПАЗОНЕ ВЫСОТ И СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

Пучков А.М., Сыров А.С.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

Рассматривается специфичное управление для зарождающегося подкласса атмосферных беспилотных летательных аппаратов с достижением конечных областей со значительными уровнями значений по высоте и скорости полета.

Сформированы и рассмотрены три центральных режима полета БПЛА:

- набор высоты $H(t)$ и скорости $V(t)$ после отцепки и отхода от носителя с минимальными начальными условиями H_0 и V_0 ;
- сопутствующее формирование угла тангажа $\vartheta(t)$;
- прекращение формирования траекторного движения при достижении на заданном конечном интервале времени T_k требуемых конечных значений H_k и V_k .

Структурно-динамический и алгоритмический синтез многорежимного управления (МРУ) основывается на выполнении требований: устойчивости процессов, качества процессов по перерегулированию и времени переходного процесса в отношении координатных и параметрических воздействий, ограничений на параметры автоколебаний по амплитуде и частоте угловых координат; по допустимым угловым рассогласованиям.

Функционально-структурное построение системы управления, реализующей рассматриваемый метод, содержит цифровую и аналоговую части. Цифровая часть реализует алгоритмы адаптации и переходы на составные компоненты управления и обеспечивает перестройку передаточных чисел и постоянных времени фильтров в обобщенной функции χ от высоты $H(t)$, скорости $V(t)$, скорости в числах

Маха $M(t)$, массы $m(t)$. В частности, обобщенной функцией может служить значение скоростного напора $q(t)$.

Специфичной особенностью МРУ является дополнительное дискретное изменение перестраиваемых параметров в функции от χ и $\dot{\chi}$ (или q и \dot{q}).

Предложенное построение системы с МРУ обеспечивает выполнение совокупности поставленных задач.

РАДАР – ЩИТ ИЛИ ЦЕЛЬ

Седунов Э.И.

г. Омск, ОАО «ЦКБА»

ckba@omsknet.ru

Проводится исторический обзор развития комплексов подавления противовоздушной обороны (ПВО) с использованием противорадиолокационных ракет (ПРР) и аппаратуры разведки и целеуказания (ЦУ) за период более пятидесяти лет. Сравнительный анализ показывает, что развитие этого направления вооружений у нас и за рубежом идет различными путями. За рубежом большее внимание уделяется совершенствованию бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) и его периодической замене при сохранении летательного аппарата (ЛА). У нас для каждого поколения ПРР разрабатываются принципиально новые аэродинамические и компоновочные схемы ракет для достижения рекордных летно-технических характеристик (ЛТХ) и одновременно ужесточаются требования к точности, диапозонности и помехоустойчивости пассивных радиолокационных головок самонаведения (ПРГС). Таким образом, при сравнительно низкой эффективности одной ракеты «HARM» высокие результаты достигаются при их массовом применении. Массовое применение, с использованием в ряде случаев тактики пусков без захвата цели на носителе в район расположения целей, возможно при сравнительно дешевизне зарубежных ПРР, достигнутой за счет умеренных требований к ЛТХ, точ-

ностным характеристикам ПРГС и сохранения в течение десятков лет схемы обслуживания в эксплуатации.

У нас каждая новая ПРР кардинально отличается от предыдущей по схеме эксплуатации. Требования к точностным и скоростным характеристикам должны обеспечивать высокую эффективность при одиночном применении даже в дуэльной ситуации и наращиваются с каждым поколением. Это приводит к непомерному удорожанию данного класса вооружений, что накладывает соответствующие ограничения на тактику их применения, которой, похоже, вообще нет.

Приводится сравнительный анализ хода проведения разработок ПРР, их серийного производства и эксплуатации в подразделениях ВВС в СССР и РФ, а также оснащенности полигонов и обеспечения летных испытаний.

Комплексы вооружения для прорыва ПВО на самолетах Су-24, Су-24М, Су-17М и т.д. Сравнительный анализ ТТХ существовавших комплексов, комплексов самолетов семейства Су-25, Су-30, Су-34 и зарубежных.

Динамика развития ТТХ ПРГС во времени, экзотические применения ПРР в ходе локальных конфликтов. Что уже создано и может быть создано на импортных элементах.

ПРГС, комплексированные с другими видами систем наведения, результаты зарубежных и отечественных работ и перспективы.

Излучающие радиоэлектронные системы, представляющие интерес для огневого подавления с помощью высокоточного оружия.

Предложения по дальнейшему развитию комплексов вооружений с ПРР для ВВС, ПВО и ВМФ.

Предложения по созданию новой межвидовой системы вооружений подавления РЛС, источников радиоизлучения систем распределения тактической информации, навигации и связи на основе беспилотных летательных аппаратов.

Секция 3

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

О НЕКОТОРЫХ РЕЗУЛЬТАТАХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ МАЛОГАБАРИТНОГО ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА

Акулов А.И., Антонова М.В., Новиков Л.З.

*г. Москва, филиал ФГУП «ЦЭНКИ»
«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»
antonova.mariya.v@gmail.com*

В ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ» разработан малогабаритный волоконно-оптический гироскоп (ВОГ) КИНД11-221 с длиной волоконного контура 1000 м и уровнем точности 0,05 %/ч (3 σ). В докладе приводятся результаты испытаний девяти ВОГ – одного ВОГ, предназначенного для автономных испытаний; четырех ВОГ, установленных в бесплатформенный инерциальный блок (БИБ) КИНД34-059, и четырех ВОГ, планируемых к установке в БИБ КИНД34-059-ЛИ, летные испытания которого в измерительном телеметрическом варианте планируются в составе системы управления ракеты-носителя «Союз-2».

Задачей испытаний было определение систематических и случайных составляющих нулевого сигнала ВОГ, шумовых параметров, масштабного коэффициента (его номинального значения, нелинейности, изменений от запуска к запуску), углов отклонения оси чувствительности от номинального положения и их стабильности.

Кроме того, на нескольких приборах определялась чувствительность к внешним магнитным полям. При этом ВОГ устанавливается таким образом, чтобы он находился внутри колец Гельмгольца (вертикальной и горизонтальной пары колец), задающих магнитные поля в двух направлениях. Величина внешнего магнитного поля изме-

рялась датчиком микротесламетра. По каждой из осей прибора задавалось магнитное поле напряженностью от -300 до 300 мкТл. При этом записывался выходной сигнал прибора, определялось среднее значение измеренной угловой скорости и отклонение ее от начального значения, измеренного в условиях компенсации внешних магнитных полей.

Были проведены тепловые испытания прибора с использованием штатной системы термостатирования (СТС), предусмотренной в ВОГ. Проводилась запись выходного сигнала ВОГ при нормальной температуре (лабораторные условия) без задействования СТС и при температурах статирования от 30 до 55°C с шагом 5°C . Одновременно контролировалась температура ВОГ по термодатчику, установленному на блоке катушек.

Исследованы характеристики ВОГ в диапазоне малых входных угловых скоростей. Прибор при этом устанавливался на стенде таким образом, чтобы его ось чувствительности была перпендикулярна оси вращения Земли. Проводились измерения выходного сигнала ВОГ при отклонениях от «нулевого положения» в диапазоне угловых скоростей $(-0,20 \dots 0,20)$ $^{\circ}/\text{ч}$ с шагом $0,06$ $^{\circ}/\text{ч}$. Угол отклонения задавался по оптическому квадранту, установленному на плите стенда.

Проведенные испытания показали, что по основным точностным параметрам ВОГ удовлетворяет требованиям технического задания. По некоторым параметрам выявлены проблемные вопросы, требующие дальнейшего углубленного изучения.

МОДЕРНИЗИРОВАННЫЙ КОМПЕНСАЦИОННЫЙ КВАРЦЕВЫЙ АКСЕЛЕРОМЕТР

Баландин А.И., Барышников К.О., Коптенков М.И.

*г. Москва, филиал ФГУП «ЦЭНКИ»
«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»
baryshnikovko@gmail.com*

Чувствительным элементом маятникового компенсационного акселерометра является маятник, удерживаемый в среднем положении

при помощи т.н. электрической пружины. Роль электрической пружины выполняет следящая система, состоящая из датчика угла (ДУ), усилителя-дискриминатора (УДА), усилителя компенсации момента (УКМ) (УКМ в прибор не входит) и датчика момента (ДМ). Ток в обмотке ДМ, необходимый для удержания маятника в среднем положении, пропорционален проекции кажущегося ускорения на ось чувствительности акселерометра.

Основным элементом акселерометра является кварцевая пластина. Она состоит из подвижной части (маятника), неподвижного кольца и упругих перемычек, соединяющих подвижную и неподвижную части пластины. Неподвижные элементы кварцевой пластины сформированы из цельной заготовки толщиной 0,5 мм. Толщина упругих перемычек составляет 20 мкм.

По существующей технологии контур маятника вырезается на лазерной установке с последующим травлением перемычек плавиковой кислотой. Данный метод вреден и опасен для человека и окружающей среды. Однако в настоящее время существует технология ионного и плазмохимического травления. Применение технологии плазмохимического травления при изготовлении маятников позволяет исключить вредное химическое производство.

Установка «Caroline PE15» предназначена для плазмохимического и ионно-химического травления в вакууме на заготовках диаметром до 200 мм с поштучной загрузкой/выгрузкой через шлюз. Данная установка способна осуществлять глубокое травление кварца в среде фторсодержащего газа со скоростями до 1 мкм/мин. Использование 200-миллиметровых заготовок с высокой плоскостностью и параллельностью сторон позволяет получать геометрические формы маятников с высокой точностью без предварительной полировки и доводки пластин. Применение данной технологии позволяет получать до 16 маятников с одной заготовки, что способствует уменьшению себестоимости изготовления пластины и, соответственно, прибора.

Модернизированный УДА, в отличие от существующего, будет выполнен на современной высококачественной элементной базе оте-

чественного производства. УДА предназначен для усиления и фазочувствительного выпрямления сигналов, поступающих с дифференциального емкостного ДУ. Применение современной элементной базы позволяет получить УДА с меньшим количеством усилительных каскадов: шесть безкорпусных интегральных микросхем 740УД4-1 «Н» заменяются двумя сдвоенными операционными усилителями 544УД15У3. Также благодаря малым размерам современных микросхем появилась возможность изготовить УДА на корпусных элементах, сохранив габариты. Значительно упрощается технология изготовления УДА, так как вместо дорогостоящей и сложной в изготовлении микросборки он собирается простым монтажом элементов на печатную плату.

Предложенный комплекс технических решений позволит сократить технологический цикл изготовления акселерометра, упростить УДА, сохранив габариты, и при дальнейшей производственной проработке позволит повысить точность прибора.

МАЛОГАБАРИТНЫЙ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИЙ ГИРОСКОП С РАСШИРЕННЫМ ДИАПАЗОНОМ РАБОЧИХ ТЕМПЕРАТУР

Баландин А.И., Барышников К.О., Коптенков М.И., Шаховцев Е.В.

*г. Москва, филиал ФГУП «ЦЭНКИ»
«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»
balandin.niipm@gmail.com*

Исследуется возможность создания малогабаритного волоконно-оптического гироскопа (ВОГ) с расширенным диапазоном рабочих температур для скважинных инклинометров. Максимальная рабочая температура ВОГ определяет предельную глубину скважины, на которой может применяться измерительный инклинометр без дополнительной тепловой защиты.

Выбранная элементная база способна обеспечить функционирование «минимальной конфигурации» ВОГ в условиях воздействия

заданных температур. Для обеспечения алгоритмической компенсации воздействия температуры и отработки технологии управления фазовым модулятором создается макет высокотемпературного ВОГ.

Разрабатываемый ВОГ построен по «минимальной конфигурации» и включает в себя два разветвителя, поляризатор, фазовый модулятор и катушку с оптоволоконным контуром. Для создания чувствительной катушки используется анизотропное одномодовое оптическое волокно со специальным высокотемпературным покрытием (разработки Научного центра волоконной оптики РАН и Пермской научно-производственной приборостроительной компании). В качестве поляризатора используется волоконный поляризатор с двулучепреломляющим кристаллом. Фазовый модулятор выполнен из пьезокерамического кольца с намотанной на него петлей оптоволоконна и располагается вблизи одного из концов катушки интерферометра ВОГ. Расщепитель излучения представляет собой волоконный сварной биконический разветвитель.

Разрабатываемый волоконно-оптический гироскоп в настоящее время не имеет аналогов в мире. Диапазон его рабочих температур составляет от минус 10° до плюс 125° С, диаметр – 24 мм, высота – 48 мм. Ошибка прибора не превосходит 1 град/час.

РЕТРОСПЕКТИВНЫЙ АНАЛИЗ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ГИРОСКОПОВ

Баландин А.И., Барышников К.О., Коптенков М.И., Шаховцев Е.В.

*г. Москва, филиал ФГУП «ЦЭНКИ»
«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»
kondopog@gmail.com*

Предлагаемый ретроспективный обзор волоконно-оптической гироскопии ставит своей целью систематизацию накопленной информации и сравнительный анализ различных схем волоконно-оптических гироскопов (ВОГ). Представлена хронология создания и

развития ВОГ. Проведен детальный анализ развития схем ВОГ, использующих деполаризованное излучение, от первых технических решений до настоящего времени.

Первая заявка на изобретение многовиткового кольцевого интерферометра с использованием оптических световодов была подана Аароном Уолессом в 1958 г. [US №3102953, Published: 1963-09-03, Inventor(s): Aaron, Wallace, ELECTROMAGNETIC WAVE GYROSCOPES OR ANGULAR VELOCITY MEASURING SYSTEMS].

В ходе работ по созданию первых образцов ВОГ была обнаружена их высокая чувствительность к внешним факторам (температура, вибрация, электромагнитное поле и т. д.). Были обнаружены не взаимные эффекты (поляризационные эффекты, обратное рэлеевское рассеяние, и т.п.), а также влияние шумов интенсивности источника излучения, дробовых шумов фотоприемника и т.д. Для уменьшения влияния не взаимных эффектов были предложены многие оптико-физические схемы (ОФС) построения ВОГ.

Особое место среди ОФС ВОГ занимают схемы, использующие деполаризованное излучение, которые, как известно обладают наибольшей точностью.

В 2009 году корпорация Хоневелл (Honeywell) получила национальную премию года (США) именно за создание ВОГ, использующего деполаризованный свет. Данный гироскоп имеет следующие характеристики:

- Bias stability: <0.0003 град/час;
- ARW (EOL): <0.0001 град/час;
- Awn: <0.0004 arc-sec/rt-HZ;
- Ps (10 years continuous): >0.996;
- Quantization: 0.0004 arc-sec/LSB;
- SF Stability: <1 ppm (short term).

В настоящее время ставится задача разработки в России высокопрецизионного ВОГ на недорогом изотропном волокне с максимально возможной точностью для использования в составе платформенной инерциальной системы ориентации, а также для построения инерциальных измерительных блоков.

ТРЕХОСНЫЙ ИЗМЕРИТЕЛЬ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ НА БАЗЕ ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ВОЛНОВОГО ГИРОСКОПА

Бодунов Б.П.

*г. Миасс, Челябинская область, ЗАО «НПП «МЕДИКОН»
mdcn@medicon-miass.ru*

ЗАО «НПП МЕДИКОН» расположено в г. Миассе Челябинской области. С момента основания в 1991 г. занимается разработкой твердотельного волнового гироскопа (ТВГ) и трехосных измерителей на его основе в рамках ОКР для различных областей применения.

С 2009 г. выполняет разработку трехосного измерителя угловой скорости на базе ТВГ в интересах ОАО «ИСС». В основу разработки положен опыт создания малодинамичного ТВГ в режиме датчика угловой скорости для:

- 1) контроля траектории скважины;
- 2) измерения сейсмических волн в составе интерферометра (европейское гравитационное общество).

Механический датчик ТВГ выполнен на базе кварцевого полусферического резонатора Ø30 мм и имеет габаритные размеры Ø47x45 мм и массу 119 г. Конструктивные особенности используемых жестко соединенных между собой механических деталей гироскопа и их минимальное количество гарантируют высокую стойкость конструкции к ударам и вибрациям. Это обеспечивает ТВГ надежность и конкурентоспособность. Проверка вибро-ударопрочности конструкции резонатора и ТВГ проводилась на базе РФЯЦ-НИИЭФ.

Используемое кварцевое стекло обладает стойкостью к воздействию радиации.

В 2012 г. проведены лабораторно-отрабочные испытания опытного образца на ЭРИ класса Industry.

Фактические характеристики ТВБИС по результатам ЛОИ следующие:

- габаритные размеры 211x154x113 мм;

- масса 2400 г;
- потребляемая мощность 11 Вт;
- динамический диапазон ± 30 °/с.

В состав трехосного измерителя входят: три независимых канала (ТВГ + плата управления) и плата связи. Используется мультиплексный канал обмена по ГОСТ Р 52070-2003.

Применение стойкой к радиации элементной базы на этапе КДИ привело к некоторому увеличению потребляемой мощности до 14 Вт. Однако новая компоновка прибора ТВБИС имеет меньшие габаритно-массовые характеристики, в частности масса прибора не превышает 2000 г, что удовлетворяет требованиям перспективных космических аппаратов.

РАЗРАБОТКА ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ С ДВУХОТСЧЕТНОЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМОЙ

Бордачев Д.А., Казаков Б.А., Шустов И.Е.

*г. Москва, филиал ФГУП «ЦЭНКИ»
«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»
info@niipm.ru*

В настоящее время в России ведется разработка космических аппаратов (КА) для дистанционного зондирования Земли и космических телескопов, для которых большое значение имеет высокая точность угловой ориентации в инерциальном пространстве и возможность ее поддерживать с высокой стабильностью при вращении КА с угловой скоростью, равной его орбитальной угловой скорости

В связи с этим, актуальной проблемой является разработка бесплатформенных гироскопических измерителей вектора угловой скорости (ГИВУС), применяемых в системах управления угловым движением КА и обладающих способностью измерять угловую скорость КА с точностью более 10^{-5} °/с в диапазоне до 2 °/с.

С этой целью в НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова ведется разработка нового прецизионного прибора типа ГИВУС с улучшенными точностными и эксплуатационными характеристиками.

Новый прибор построен на базе двухступенного поплавкового гироскопа разработки НИИ ПМ с газодинамической опорой ротора и магнитным центрированием поплавкового чувствительного элемента. Этот гироскоп обладает большим ресурсом и высоким уровнем стабильности собственного дрейфа.

Характеристики нового ГИВУС, по сравнению с прибором, широко используемым в настоящее время в отечественной космической отрасли, представлены в табл. 1.

Таблица 1

| Характеристики | Прибор-прототип | Новый прибор |
|---|-----------------------------|--|
| 1. Максимальная измеряемая угловая скорость, %/с | 0,5 | более 2,0 |
| 2. Масштабный коэффициент (цена дискрета младшего разряда информации), угл.с. | 0,036 | 0,004 |
| 3. Стабильность масштабного коэффициента в течение 3-х месяцев, % | 0,01 | 0,01 |
| 4. Стабильность нулевого сигнала за 24 часа, %/ч (σ) | 0,003 | 0,0007 – на малых $\omega_{вх}$ 0,007 – на всем диап. |
| 5. Шум, угл.с(σ) | $\pm 0,15$ | $\pm 0,03$ |
| 6. Число измерительных каналов, шт. | 4 (один избыточный) | 4 (один избыточный) |
| 7. Масса, кг | 13 | 10 |
| 8. Срок активного существования на орбите, лет | 10 | 15 |
| 9. Условия работы | Открытый космос, гермоотсек | Открытый космос, гермоотсек |

О ВОЗМОЖНОСТИ РАЗМЕЩЕНИЯ ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО МЕХАНИЗМА ЭЛЕКТРОПРИВОДА В ГАБАРИТАХ ОПОРНОГО УСТРОЙСТВА РУЛЕВОЙ ПОВЕРХНОСТИ БЕСПИЛОТНЫХ АТМОСФЕРНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Борисов М.В., Крылов Н.В., Самсонович С.Л., Степанов В.С.

г. Москва, МАИ

stevilen@mail.ru

Особенностью конструкции исполнительных механизмов рулевых приводов беспилотных атмосферных летательных аппаратов является необходимость удержания опорным устройством выходного вала при большой перерезывающей силе, действующей на аэродинамическую поверхность.

Как правило, для этих целей опорное устройство выходного вала исполнительного механизма привода содержит два подшипника: силовой, расположенный ближе к рулевой поверхности, и вспомогательный, расположенный на расчетном удалении от силового. При этом используемые приводы занимают специальный объем и связаны с валом рулевой поверхности цилиндрической передачей или рычажным механизмом.

Авторы ставили целью определить, какие элементы использовать в исполнительном механизме и как их компоновать, чтобы весь исполнительный механизм разместился в габаритах существующего опорного устройства рулевой поверхности. То есть если весь исполнительный механизм привода можно будет разместить в объеме существующего опорного устройства, то Такое конструктивное решение можно будет считать идеальным, так как исполнительный механизм привода, выполняя необходимые функции, не будет при этом занимать специального объема.

Исполнительный механизм рулевого привода содержит: электрический двигатель, редуктор, датчик положения рулевой поверхности и стопорное устройство, фиксирующее вал рулевой поверхности при неработающем приводе.

Для реализации рассматриваемой конструкции необходимо, чтобы все перечисленные элементы имели кольцеобразную форму, внутренний диаметр которой должен соответствовать диаметру выходного вала привода, а наружный диаметр – диаметру силового подшипника опорного устройства. Этим требованиям удовлетворяют бескорпусные бесколлекторные электродвигатели на редкоземельных материалах, обладающие высоким коэффициентом удельной мощности; бескорпусные и индукционные датчики положения, обеспечивающие высокую точность позиционирования и редукторы, построенные на соосных механических передачах. Целесообразно использовать планетарные или волновые передачи с телами качения, которые позволяют получать большое передаточное число в одной паре колес и высокий КПД. При этом волновые передачи, если использовать их по схеме с неподвижным сепаратором, позволяют совмещать функции жесткого колеса передачи, опирающегося на тела качения, расположенные равномерно по окружности, с наружной обоймой силового подшипника [1].

Обеспечение наружного диаметра достигается расчетом числа рядов тел качения, которое можно определить из условия прочности, задавшись требуемым максимальным крутящим моментом M_H ; формой тел качения: шариками или роликами, характеризуемые коэффициентом K_p ($K_p = 1$ при использовании шариков и $K_p = 1,6$ при использовании роликов); требуемым наружным диаметром D_H и числом тел качения $z_{ш(p)} = q - 1$, где q – передаточное число волновой передачи.

$$n = \frac{241M_H}{D_H^3 K_p z_{ш(p)}} \sin \frac{\pi}{z_{ш(p)}} \left(\frac{2}{\sin \frac{\pi}{z_{ш(p)}}} + 1,8 \right)^3$$

Компоновку элементов исполнительного механизма можно осуществлять последовательно вдоль оси или коаксиально – один элемент внутри другого. Пример компоновки исполнительного меха-

низма рулевого привода [2] приведен на рис. 1. Волновая передача выполнена двухступенчатой с коаксиальным расположением ступеней. При этом ролики и жесткое колесо выходной ступени выполняют и функцию силового подшипника опорного устройства.

В результате предлагается конструкция привода, построенная на основе бескорпусных электрических машин и волновой передачи с телами качения, в которой совмещены функции механической передачи и опорного устройства, не занимающая специального дополнительного объема, и ее принято называть силовым миниприводом.

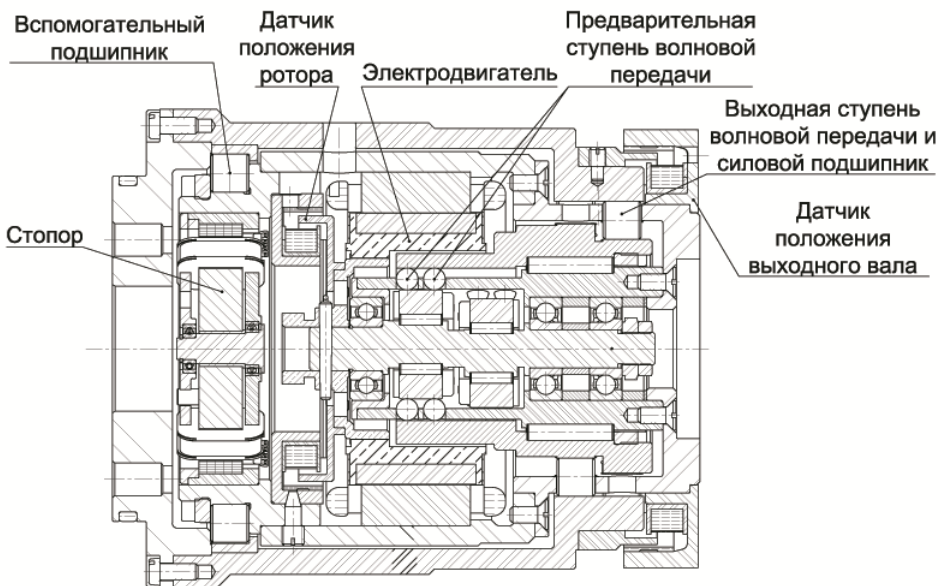


Рис. 1

Литература:

1. Геращенко А.Н., Постников В.А., Самсонович С.Л. Пневматические, гидравлические и электрические приводы летательных аппаратов на основе волновых исполнительных механизмов. – М.: МАИ-ПРИНТ, 2010.
2. Самсонович С.Л., Степанов В.С., Урсу В.Е. и др. Силовой мини-привод. Патент РФ № 2321138.

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ НА ОСНОВЕ ОПТИЧЕСКОГО ТУННельНОГО ЭФФЕКТА ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО НАПРЯЖЕНИЯ

Бусурин В.И., Казарьян А.В., Звей Нэй Зо

г. Москва, МАИ

Преобразователь электрического напряжения на основе оптического туннельного эффекта (ОТЭ) содержит источник излучения, первичный преобразователь, фотоприемник и блок обработки. Первичный преобразователь состоит из призмы полного внутреннего отражения и плоскопараллельной пластины из оптического материала (кварца), которая закреплена на призме. Для регулирования зазора между пластиной и призмой применялся пьезопакет. Входное напряжение U за счет пьезоэлектрического эффекта изменяет линейный размер пьезопакета, что приводит к изменению зазора d в зоне контакта оптического излучения мощностью $P_{\text{ии}}$ с модулируемой гранью призмы. В результате изменяется отражательная способность $R[d(U)]$ структуры «призма-воздушный зазор-пластина». В таком преобразователе величина изменений зазора d определяется толщиной h пьезопакета, которая зависит от электрического напряжения, подаваемого на пьезопакет. В таком случае функция преобразования преобразователя электрического напряжения, определяемая как зависимость мощности выходного оптического излучения P от электрического напряжения U с учетом суммарных потерь $k_{\text{п}}$ может быть представлена в виде $P(U) = P_{\text{ии}} \cdot k_{\text{п}} \cdot R[d(U)]$. Определено, что с увеличением исходной толщины пьезопакета увеличивается чувствительность к напряжению α . При изменении напряжения в диапазоне $U = 0 \div 100$ В зазор изменяется в пределах $0 \div 1$ мкм при $\alpha = 0,01$ мкм/В, $\lambda = 1,3$ мкм, $\theta = 1$ рад, $P_{\text{ии}} = 1$ мВт, $k_{\text{п}} = 0,1$. При экспериментальном исследовании получено, что зависимость толщины пьезопакета от напряжения имеет явно выраженный гистерезисный характер. По результатам многократных измерений для линейных участков гистерезисной зависимости была определена величина чувствительности пьезопакета: $\alpha_{\text{к}} = 4,7 \pm 0,9$ мкм/кВ. Таким образом, в случае монотонного изменения напряжения U , по-

даваемого на пьезопакет, зависимость величины зазора от напряжения можно задать кусочно-линейной функцией. То есть функция зазора d от напряжения U определяется при $U > U_0$: $d(U)=\alpha(U-U_0)$ и при $U < U_0$: $d(U)=0$, где U_0 – напряжение, которому соответствует нулевая величина зазора. Результаты измерений показаны на рис. 1 квадратными маркерами при $P_0 = 1.7$ мкВт, $\lambda = 1.31$ мкм, $n = 1.48$, $\theta = 45^\circ$. Параметры $k_{\text{П}}$, α и U_0 определяются по методу наименьших квадратов и получены: $k_{\text{П}} = 0,12$, $\alpha = 5.54$ мкм/кВ и $U_0 = -145$ В. Полученное значение чувствительности пьезопакета $\alpha = 5.54$ мкм/кВ соответствует $\alpha_{\text{К}} = 4,7 \pm 0,9$ мкм/кВ, найденному в результате непосредственного измерения толщины пьезопакета. Замечено, что в области $U < -130$ В расчетная кривая дает значительные расхождения с экспериментальными точками. Это объясняется тем, что из-за неидеальности и формы подвижного диска и призмы они при уменьшении зазора соприкасаются в некоторой точке раньше, чем наступает оптический контакт по всему сечению падающего светового пучка. Кроме того, при таком соприкосновении диск начинает самопроизвольно притягиваться к призме за счет действия сил Ван-дер-Ваальса. Экспериментальные точки, соответствующие этой области, были исключены при расчете аппроксимирующей кривой.

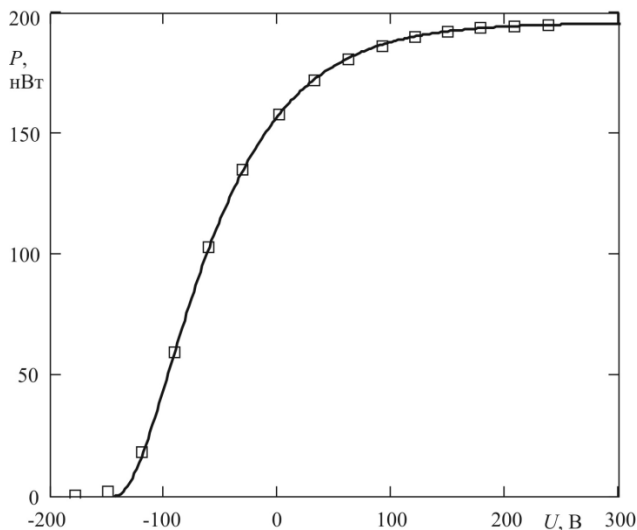


Рис. 1. Функция преобразования ПП электрического напряжения (квадратные маркеры – эксперимент, сплошная линия – расчетная кривая)

УДК 629.05

АЛГОРИТМ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЦВЕТНОЙ ОПТИЧЕСКОЙ КОРРЕЛЯЦИОННО-ЭКСТРЕМАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Васильева Ю.С., Чижевская О.М., Щербинин В.В.

г. Москва, ОАО «ЦНИИАГ»

Шевцова Е.В.

г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана

В докладе рассматриваются алгоритмы функционирования цветной (RGB) оптической корреляционно-экстремальной системы навигации (КЭСН), которая используется для навигации летательных аппаратов (ЛА). КЭСН данного типа позволяют:

- уменьшить (по сравнению с черно-белой оптической КЭСН) размеры текущего изображения (ТИ) при сохранении заданных точностных характеристик определения местоположения ЛА;
- идентифицировать на ТИ площадные помехи (типа облачности, туманов и др.) и исключить их из корреляционного сравнения эталонного и текущего изображений;
- синтезировать эталонные изображения одного сезона по фотоснимкам местности другого сезона.

Одна из проблем применения цветной оптической КЭСН связана с использованием высотных цветных (RGB) фотоснимков для формирования эталонных изображений местности при полетах летательных аппаратов на низких высотах (менее 500 м). В этом случае необходимо учитывать состояние атмосферы в момент получения фотоснимков.

В докладе представлен алгоритм формирования корректирующих коэффициентов, зависящих от коэффициентов прозрачности атмосферы и яркости воздушной дымки. Предложена методика применения корректирующих коэффициентов для устранения искажений цветных изображений. С использованием данных, полученных в ходе летных испытаний, синтезированы скорректированные эталонные

изображения местности и произведена оценка точности определения координат как алгоритма КЭСН в целом, так и по каждому из каналов R, G и B в отдельности.

В докладе представлен также алгоритм синтеза эталонных изображений (ЭИ) одного сезона по фотоснимкам другого сезона. Алгоритм включает этапы: разбиения ЭИ на однотипные участки подстилающей поверхности (т.н. фации); идентификации типа фации (лес, поле, водоем и т.д.) и непосредственного синтеза изображения. Для реализации второго этапа используется база данных, которая формируется по априорным наземным измерениям типовых участков местности в различные сезоны. В докладе приведены алгоритмы синтеза разносезонных изображений, формирования базы данных, функционирования цветной оптической КЭСН.

Представлены также оценки точностных характеристик функционирования цветной оптической КЭСН, полученные с помощью математического моделирования на основе экспериментальных данных.

ОРГАНИЗАЦИЯ СКОЛЬЗЯЩЕГО РЕЖИМА В СИСТЕМЕ НАВЕДЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ С ВЕНТИЛЬНЫМ БЕСКОНТАКТНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ ПОСТОЯННОГО ТОКА

Горячев О.В., Панарин А.А.

*г. Тула, ТулГУ
lexxiyn@rambler.ru*

Одним из возможных способов повышения точностных характеристик и быстродействия систем наведения и стабилизации является реализация скользящего режима работы исполнительного двигателя. В работе рассмотрено решение указанной задачи применительно к системе стабилизации и наведения, выполненной на основе вентильного бесконтактного трехфазного двигателя с микроконтроллерным управлением и силовым трехфазным двухуровневым инвертором напряжения. В качестве информационно-измерительных элементов в

системе используются: датчик скорости вращения выходного вала привода, датчик тока и гироскопический датчик угла.

Вектор управления, обеспечивающий скольльзящий режим, получен на основе конечно-разностных уравнений в результате анализа работы привода при введении следующих допущений:

- время протекания механических, магнитных (10-100 мс) и коммутационных (10-100 мкс) процессов в электродвигателе существенно отличается друг от друга;
- вектор напряжения питания электродвигателя на периоде дискретизации постоянный;
- период ШИМ сигнала значительно меньше электромагнитной постоянной времени исполнительного двигателя;
- угловая скорость вращения ротора равна среднему значению на периоде счета;
- значение электромагнитного момента на периоде.

Указанные допущения позволяют отдельно рассматривать уравнения, описывающие электромагнитные и механические процессы.

Скольльзящий режим реализуется по току якоря эквивалентного двигателя постоянного тока. Сигнал обратной связи по току формируется виртуальным датчиком тока на основании заранее известного способа управления исполнительным двигателем и математической модели исполнительного двигателя. Предложен алгоритм формирования эквивалентного тока исполнительного двигателя по измеряемым значениям токов в фазах двигателя. В качестве базовой зависимости для расчета величины эквивалентного тока выбрана зависимость, полученная на основе математической модели вентильного бесконтактного двигателя с перекрестными связями.

С целью обеспечения высокой частоты переключения релейного элемента в систему введен модуль, формирующий вектор состояния объекта управления по измеряемым координатам, выполненный на основе наблюдателя Люенбергера.

Для повышения энергетических характеристик привода используется компенсация составляющей статорного тока электродвигателя I_d . Реализация такой компенсации организует еще один скольльзящий режим вентильного бесконтактного двигателя.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВИБРОПРОЧНОСТИ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

Григорян Э.А., Дудко Л.А., Миловская Н.В.

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

ld1958r@mail.ru

НИИ прикладной механики им. академика В.И. Кузнецова имеет большой опыт разработки гироскопических измерителей вектора угловой скорости (ГИВУС), которые широко используются в системах управления движением космических аппаратов различного назначения. В качестве чувствительных элементов используются для высокоточных ГИВУС поплавковые интегрирующие гироскопы (ПИГ), для ГИВУС средней точности применяются динамически настраиваемые гироскопы (ДНГ) и волоконно-оптические гироскопы (ВОГ). Приборы, как правило, работают на участках орбитального полета, где механические воздействия незначительны. Однако на участках полета ракеты-носителя, учитывая широкий спектр возможных средств выведения и коэффициенты запаса при проведении квалификации, приборы подвергаются высоким уровням широкополосной случайной вибрации и ударам.

Высокоточные ГИВУС, использующие ПИГ, как правило, не имеют системы амортизации в силу достаточной виброзащитненности гироскопа. Однако функции амортизаторов выполняют элементы тепловой развязки между корпусом прибора и основанием блока чувствительных элементов. В некоторых случаях приходится ставить на амортизаторы электронные устройства из-за их низкой вибростойкости, квалифицированной разработчиком электрорадиоизделия. Конструкция ГИВУС, использующих ПИГ, как правило, имеет первую частоту механического резонанса выше 200 Гц.

В настоящее время идет отработка и квалификация ВОГ и ГИВУС на ВОГ, в результате чего будут решены вопросы рационального конструирования для обеспечения виброзащиты.

Наиболее проблемными с точки зрения вибропрочности являются ГИВУС, использующие ДНГ, в силу того, что динамически настраиваемый гироскоп является колебательной механической системой с высокой добротностью. В связи с этим приходится разрабатывать сложные системы амортизации с частотой первого резонанса в диапазоне 110-170 Гц. Дополнительно к амортизаторам устанавливаются виброударные гасители массой 8-10% от массы амортизируемого объекта. Данные системы амортизации накладывают жесткие требования на упругие свойства амортизаторов, которые обеспечиваются путем подбора комплекта амортизаторов. Система гасителей требует динамической настройки. Поскольку собственные резонансные частоты ДНГ находятся в области высоких частот, где и собственные резонансные частоты корпуса прибора и основания блока чувствительных элементов, наличие комбинированной системы амортизации позволяет уменьшить уровни входных воздействий в местах крепления ДНГ в 3-5 раз по сравнению с уровнями воздействий в местах крепления прибора.

Следует отметить, что при разработке технических заданий необходимо уделять особое внимание разделу механических воздействий и установлению рациональных запасов для квалификации, так как высокие уровни воздействий требуют разработки сложных систем амортизации, которые в свою очередь вступают в противоречие с требованиями по обеспечению точности, стабильности, теплового режима и приводят к усложнению конструкции, увеличению габаритно-массовых характеристик и сроков разработки, изготовления и квалификации.

ФОРМИРОВАНИЕ РАДИОСИГНАЛОВ С КODOVЫМ РАЗДЕЛЕНИЕМ В ДИАПАЗОНЕ L3 ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ГЛОНАСС

Гультяев А.В.

*г. Москва, ОАО «Российские космические системы»
gultalexey@gmail.com*

Назначение навигационных радиосигналов с кодовым разделением диапазона L3. Применение навигационных радиосигналов с

кодовым разделением диапазона L3 позволяет увеличить скорость раскрытия неоднозначности при фазовых изменениях, уменьшить ионосферные погрешности и, следовательно, повысить надежность и улучшить точность определения местоположения, скорости движения, а также точного времени морских, воздушных, сухопутных и космических потребителей.

Общие характеристики радиосигнала L3 с кодовым разделением. Несущая частота радиосигнала открытого доступа в диапазоне L3 и тактовая частота ПСП когерентны и формируются от общего стандарта частоты. Номинальное значение частоты этого стандарта, с точки зрения наблюдателя, находящегося на поверхности Земли, равно 5,0 МГц.

Спектр мощности радиосигналов открытого доступа в диапазоне L3 занимает главным лепестком основную полосу частот $f(L3) \pm F = 1190,772...1211,232$ МГц шириной $2F = 20,46$ МГц (по нулевому уровню).

Структура навигационных радиосигналов с кодовым разделением диапазона L3. Радиосигнал открытого доступа с кодовым разделением в диапазоне L3 излучается на несущей частоте (номинальное значение) $f(L3) = 1175 \times 1.023$ МГц = 1202,025 МГц и включает в себя два фазоманипулированных радиосигнала открытого доступа равной мощности с взаимным сдвигом по фазе несущего колебания на 90° :

- информационный радиосигнал L3И, содержащий метки времени (МВ) и цифровую информацию ЦИ навигационного сообщения;
- пилотный радиосигнал L3П без МВ и ЦИ, позволяющий проводить измерения радионавигационных параметров по слабому сигналу.

Практическая реализация радиосигналов открытого доступа с кодовым разделением в диапазоне L3. Для реализации радиосигналов открытого доступа с кодовым разделением в диапазоне L3 разработана структурная схема, состоящая из:

- блока цифрового управления и формирования модулирующих последовательностей;
- блока формирования радиосигнала в диапазоне L3;
- формирователя опорной частоты 10,23 МГц;

– синхронизирующего устройства.

Перспективы развития разработки. Реализация новых навигационных сигналов на космических аппаратах системы ГЛОНАСС обеспечивает ее конкурентоспособность с системами GPS и GALILEO, а также повысит надежность и качество предоставления навигационных услуг.

ВЛИЯНИЕ ВЕЛИЧИНЫ ЗАЗОРОВ В ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ ОПОРЕ НА НЕСУЩУЮ СПОСОБНОСТЬ

Дубинин А.В., Смолян К.В.

*г. Москва, филиал ФГУП «ЦЭНКИ»
«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»
03@niipm.ru*

В докладе рассмотрен вопрос выбора величины зазоров в газодинамической опоре (ГДО) полусферического типа, используемой в динамически настраиваемом гироскопе (ДНГ).

На характеристики ГДО и в первую очередь на ее несущую способность влияет целый ряд конструктивных факторов (радиус опоры, величина зазора, размеры канавок и т.п.), параметры газовой среды (вязкость, давление и температура), а также магнитное тяжение, вызванное приводным двигателем, геометрические погрешности контактных поверхностей, появление тонких газовых пленок в ГДО и т.д.

Силовая характеристика ГДО близка к линейной (рис. 1), и если известно перемещение ГДО до касания вращающихся полусфер с неподвижной частью (рабочий ход ГДО), то найти соответствующую перегрузку и вычислить несущую способность нетрудно. Реально рабочий ход ограничен не только величиной конструктивно заданного зазора, но и тем, что касание вращающихся полусфер с неподвижной частью происходит раньше полной выборки зазора из-за наличия микронеровностей и других отклонений контактных поверхностей от идеальной сферы. При расчетах несущей способности это обстоятельство учитывается, полагая рабочий ход меньшим зазора на некоторую величину.

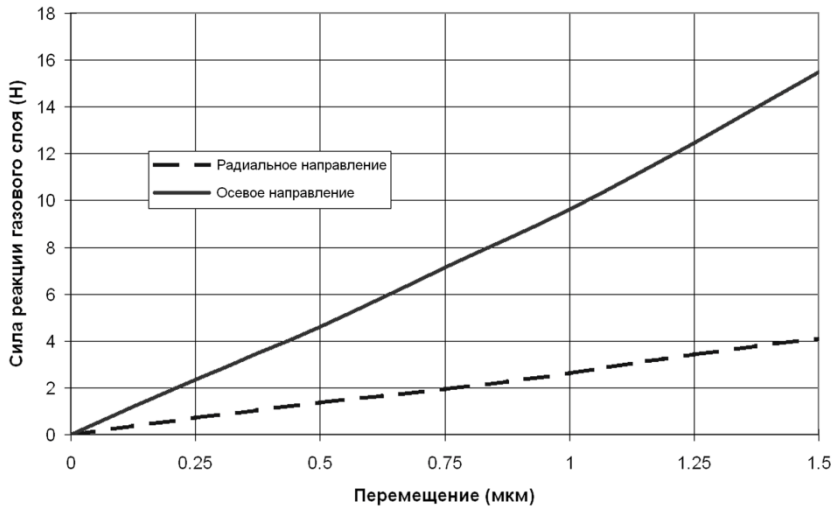


Рис. 1. Силовая характеристика ГДО.

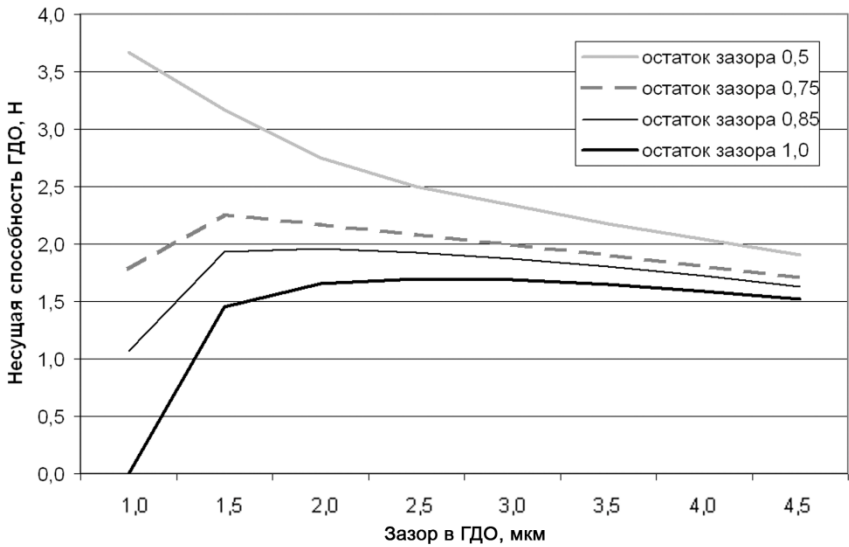


Рис. 2. Графики зависимости радиальной несущей способности ГДО от величины зазора при разных значениях остатка зазора.

На графике рис. 2 приведены результаты расчета радиальной несущей способности ГДО при вариации величины радиального зазора в пределах от 1,0 мкм до 4,5 мкм и значениях остатка зазора 0,5 мкм, 0,75 мкм, 0,85 мкм и 1,0 мкм. Из графика видно, что если остаток зазора превышает 0,75 мкм, несущая способность резко падает при значениях зазора в ГДО меньше 1,5 мкм. Максимум несущей способности смещается в сторону увеличения величины радиального зазора по мере роста величины остатка зазора.

Радиальная несущая способность ДНГ с ГДО при низкочастотной вибрации и при испытаниях на центрифуге составляет около 2 Н. Экспериментальные и расчетные значения радиальной несущей способности совпадают при остатке зазора $\approx 0,75$ мкм.

Полученные данные позволяют выбрать рациональную по несущей способности величину радиального зазора в ГДО. В соответствии с рис. 2, при значении остатка зазора 0,75 мкм несущая способность ГДО максимальна при зазоре 1,5 мкм. Однако при изготовлении ГДО абсолютно точно выставить зазор невозможно в силу технологических причин; поэтому на отклонение величины зазора от номинала устанавливается поле допуска 0,5 мкм. Учитывая, что при зазоре менее 1,5 мкм несущая способность резко снижается, целесообразно устранить возможность попадания в эту область, установив допуск на величину зазора $(1,75 \pm 0,25)$ мкм.

КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ УСТАНОВКИ ПОПЛАВКОВЫХ ГИРОБЛОКОВ В ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ИЗМЕРИТЕЛЯХ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

Дудко И.Л., Дудко Л.А., Ягодкин В.М.

*г. Москва, филиал ФГУП «ЦЭНКИ»
«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»
ld1958r@mail.ru*

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова» разрабатывает высокоточные гироскопические измерители

вектора угловой скорости (ГИВУС) с 80-х годов прошлого века. Приборы широко используются в системах стабилизации отечественных и зарубежных космических аппаратов различного назначения. В качестве чувствительных элементов (ЧЭ) используются поплавковые интегрирующие гироскопы (ПИГ). При разработке конструкции ГИВУС первоочередное значение уделяется обеспечению максимального уровня термостатирования гироскопа во всем диапазоне эксплуатационных температур с точностью $0,1^\circ \text{C}$, обеспечению стабильности осей чувствительности на протяжении всего жизненного цикла при возмущающих, и эксплуатационных воздействиях, минимизации габаритно-массовых характеристик. В последнее время в связи с повышением требований по механическим воздействиям приходится много внимания уделять вопросам вибропрочности.

На рисунках приведены актуальные варианты конструкций с использованием ПИГ. На рис. 1 изображен блок чувствительных элементов (БЧЭ), по схеме которого разработаны, изготовлены и находятся в летной эксплуатации более 10 лет ряд ГИВУС. Термостатирование проводится сразу для всего БЧЭ. На рис. 2 изображен модуль гироскопа перспективного прибора, который в настоящий момент проходит наземную квалификацию. Применены отдельные модули гироскопов для каждого измерительного канала. Гироскоп крепится на

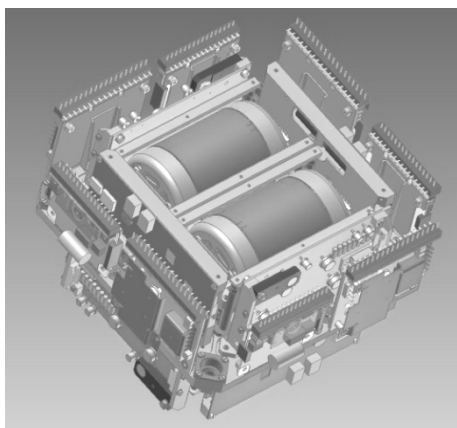


Рис. 1. Блок из 4 гироскопов – БЧЭ

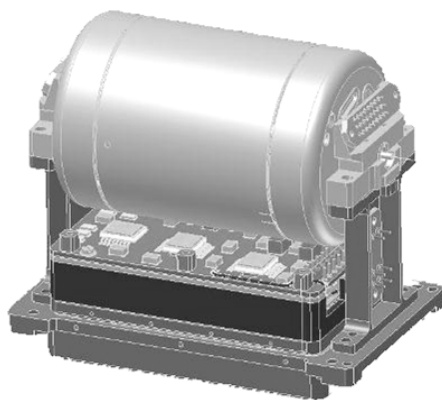


Рис. 2. Модуль гироскопа МГБ

удлиненных опорах, позволяющих размещать под ним платы электронных устройств: предварительного усилителя, плат конденсаторов системы магнитного центрирования и стабилизатора тока, на основании с охладителями твердотельными термоэлектрическими, участвующими в термостатировании. Вся конструкция накрывается двумя кожухами – внутренним и наружным. На кожухи наклеиваются гибкие печатные нагреватели для обеспечения форсированного разогрева и обеспечения запасов работы системы термостатирования при низких температурах.

Использование модульной системы повышает надежность тепловой системы, расширяет температурный диапазон эксплуатации, уменьшает габаритно-массовые характеристики ГИВУС при незначительном увеличении энергопотребления.

РЕАЛИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ГИРОСКОПИЧЕСКИМ ИЗМЕРИТЕЛЕМ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ С ДВУХОТСЧЕТНОЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМОЙ

Евсеев М.П., Петров М.Б., Шендяпин В.Д.

*г. Москва, филиал ФГУП «ЦЭНКИ»
«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»
info@niipm.ru*

В процессе разработки бесплатформенных гироскопических измерителей вектора угловой скорости (ГИВУС) на поплавковых чувствительных элементах (ЧЭ), применяемых в системах управления угловым движением космических аппаратов (КА), возникает задача построения системы управления гироскопическим измерителем вектора угловой скорости с двухотсчетной измерительной системой.

Разработка нового прибора типа ГИВУС с улучшенными точностными и надежностными характеристиками выявила необходимость перехода на новый принцип управления прибором ГИВУС, ранее не

применявшийся в приборах данного типа – двухотсчетную измерительную систему стабилизации положения чувствительного элемента.

При создании ГИВУС с двухотсчетной измерительной системой проблемой является выбор новых схмотехнических решений, высоконадежной элементной базы, позволяющих обеспечить длительное функционирование прибора и стабильность его характеристик в условиях космического пространства.

В докладе рассматриваются принципы построения и реализации двухотсчетной измерительной системы управления прибора ГИВУС и методы преобразования и обработки информации в измерительном канале (см. рис. 1).

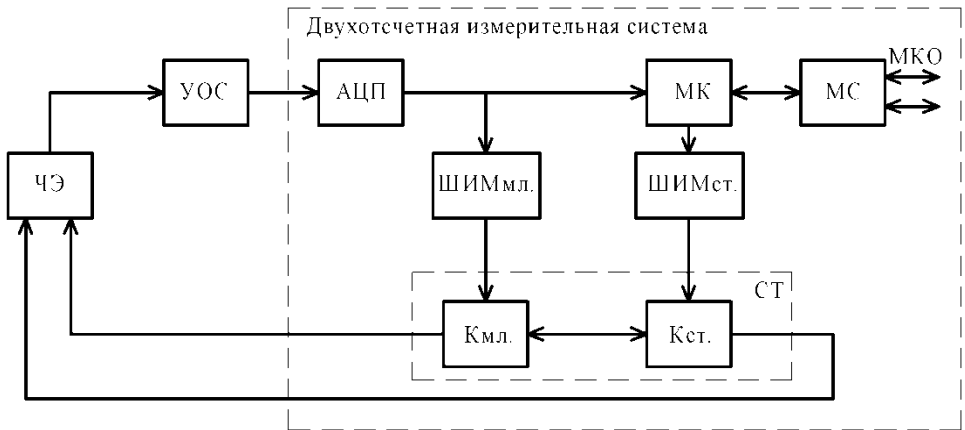


Рис. 1. Блок-схема двухотсчетной измерительной системы

Аналого-цифровой преобразователь (АЦП) через формирователь сигнала широтно-импульсной модуляции (ШИМмл) формирует требуемую длительность команд управления электронным коммутатором младшей линейки (Кмл.) стабилизатора тока (СТ) в зависимости от величины и полярности выходного напряжения усилителя обратной связи (УОС), которые зависят от угла отклонения чувствительного элемента (ЧЭ) от нулевого положения. В случае превышения пороговых значений динамического диапазона выходного напряжения УОС микроконтроллер (МК) через формирователь широтно-

импульсной модуляции старшей линейки (ШИМст.) формирует требуемую длительность команд управления электронным коммутатором старшей линейки (Кст.) СТ. МК также формирует и выдает в модуль сопряжения (МС) информацию о разностях полупериодов ШИМ старшей и младшей линеек, информацию о числе временных интервалов между соседними запросами системы управления и о режимах работы прибора.

МИКРОПРОЦЕССОРНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ СТАБИЛИЗИРОВАННЫМ ПО КРЕНУ МОДУЛЕМ КОРРЕКЦИИ С ВЕНТИЛЬНЫМ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Ефромеев А.Г.

г. Тула, ТулГУ

info@sau.tsu.tula.ru

Для привода стабилизации угла крена модуля коррекции необходимо иметь исполнительный элемент, создающий момент, который компенсирует внешние возмущающие моменты и способен вращать стабилизируемую часть в противоположную вращению объекта сторону с требуемыми скоростями и ускорениями. В качестве такого исполнительного элемента предлагается использовать двухфазный бесконтактный моментный двигатель типа ДБМ с микропроцессорной системой управления (МПСУ).

Особенность формирования широтно-импульсно модулированных (ШИМ) сигналов в рассматриваемом приводе заключается в том, что в процессе его работы не должно возникать такого состояния ключей, при котором обмотка двигателя закорочена, т.е. режима рекуперативного торможения, т.к. это приведет к возникновению дополнительного момента торможения между статором и ротором двигателя, а следовательно, к дополнительным колебаниям стабилизируемого модуля.

Для формирования управляющего напряжения на обмотках двигателя используется датчик положения ротора (ДПР), состоящий

из диска с 8 прорезями (по числу пар полюсов ротора двигателя) и двух инфракрасных оптопар, установленных друг относительно друга со смещением в 11,25 градуса. При этом обмотки двигателя питаются напряжениями прямоугольной формы, что приводит к значительным пульсациям тока, и, следовательно, момента на средних и высоких частотах вращения. В идеальном случае, чтобы избежать таких пульсаций, напряжения на обмотках должны иметь синусоидальную форму. В реальной же цифровой системе синусоидальный сигнал обычно задается ступенчатой функцией с фиксированным числом значений на период. Дискретность описанного выше датчика позволяет получить только четыре значения на период, поэтому в системе применен алгоритм, который, используя измеренную текущую скорость вращения и состояние ДПР, формирует промежуточные значения напряжения на обмотках, доводя, таким образом, число значений функции синуса до 16 на период.

Так как в реальной системе значение скорости определяется путем измерения интервалов времени между событиями в ДПР, данный метод формирования синусоидальных напряжений нельзя использовать при пуске двигателя, а также при малых скоростях вращения из-за ограниченной разрядности измеряющего таймера. Поэтому в разработанном приводе был применен комбинированный способ формирования напряжений на обмотках двигателя, который заключается в использовании прямоугольной формы напряжения при пуске и начальном разгоне двигателя и переходе на синусоидальные напряжения при достижении определенной частоты вращения.

Таким образом, разработана микропроцессорная система управления приводом стабилизации модуля коррекции вращающегося по крену объекта, использующая достаточно простые и надежные датчики и способная выполнять поставленные задачи.

герметизированный малогабаритный блок датчиков угловой скорости

Жегалин И.И., Корнюхин А.В., Терешкин А.И., Язынин П.Н.

*г. Москва, филиал ФГУП «ЦЭНКИ»
«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»
06@niipm.ru*

В работе рассматривается малогабаритный гироскопический измеритель вектора угловой скорости (ГИВУС) – прибор БДУС-3ГМ (БДУС – блок датчиков угловой скорости). Целью проводимой разработки является создание герметизированного малогабаритного прибора типа КИНД34-062. Были поставлены следующие задачи:

- разработать герметизированную конструкцию прибора, в частности основания блока чувствительных элементов (БЧЭ) и корпуса прибора, с собственной частотой выше 1000 Гц для повышения точности работы прибора в условиях вибронагрузок;
- провести частотно-прочностной анализ как отдельных деталей, так и прибора в целом в комплексе ANSYS Workbench;
- провести сравнительный анализ конструкции БДУС-3ГМ и КИНД34-062.

После проработки вариантов выбрана конструкция прибора, включающая БЧЭ, корпус и блок электронных устройств (БЭУ). В БЧЭ ортогонально установлены три гироскопа (КИНД11-240) – такие же, как в КИНД34-062. Функционально БЭУ аналогичен БЭУ прибора КИНД34-062, но за счет вертикальной установки всех электронных устройств удалось организовать лучший теплоотвод на корпус и обеспечить более технологичную сборку прибора.

Основание блока чувствительных элементов имеет Т-образную форму. Крепление к корпусу осуществляется в трех точках винтами М3,5. Стабильность положения основания относительно приборной системы координат (ПСК) обеспечивается с помощью двух точных пазов, в которые входят штифты, установленные на корпусе. Толщина стенок основания 4...8 мм, что позволяет добиться высокой собствен-

ной частоты конструкции. Еще одним из преимуществ данного основания является технологичность изготовления по сравнению с основанием блока чувствительных элементов прибора КИНД34-062.

Для наглядного сравнения КИНД34-062 и БДУС-3ГМ сведем все данные в таблицу.

| Характеристика | КИНД34-062 | БДУС-3ГМ |
|---------------------------------------|--------------|-------------|
| Собственная частота корпуса, Гц | ≥ 1232 | ≥ 2680 |
| Собственная частота основания БЧЭ, Гц | ≥ 1485 | ≥ 3066 |
| Собственная частота БЧЭ, Гц | ≥ 576 | ≥ 1953 |
| Собственная частота прибора, Гц | ≥ 300 | ≥ 1000 |
| Масса, кг | 1,7+0,1 | 2,3 |
| Габариты, мм | 136×110×95,2 | 134×128×100 |

В результате проведенной работы было получено:

- конструкция герметизированного малогабаритного БДУС-3ГМ;
- более технологичное основание БЧЭ с собственной частотой выше, чем у БЧЭ КИНД34-062;
- собственная частота всей конструкции ≥ 1000 Гц;
- герметизированный корпус, в котором создаются «комфортные» условия для работы электроники и чувствительных элементов;
- токсическая безопасность, что весьма важно при применении прибора в пилотируемых космических аппаратах.

РАЗРАБОТКА АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Кветкин Г.А., Связов А.В., Щербинин В.В.

*г. Москва, ОАО «ЦНИИАГ»
cniag@cniag.ru*

Несмотря на все более широкое распространение, которое получает в последнее время беспилотная авиация, и успехи в разработке миниатюрных систем навигации и управления, остается ряд техниче-

ских трудностей в обеспечении полетов таких воздушных судов (ВС). Одной из проблем является возможная потеря беспилотного летательного аппарата (БПЛА) на этапах захода на посадку и посадки, что сопряжено с высокой сложностью данных этапов полета. Необходимость одновременного учета множества параметров движения БПЛА требует привлечения высококвалифицированного оператора для визуального пилотирования, однако в сложных метеоусловиях и этого недостаточно, так как пропадает визуальный контакт с ВС. При недостаточной дальности видимости возможно использовать только инструментальные системы захода на посадку, но подобные системы очень дороги, громоздки и, соответственно, могут применяться только для пилотируемых ЛА на крупных аэродромах.

Предлагаемая автоматизированная система посадки (АСП) предназначена для повышения вероятности успешной посадки БПЛА, в том числе в сложных метеоусловиях и в любое время суток. АСП строится на основе системы ближней радионавигации (СБРН), которая посредством измерения расстояний между наземными радиомаяками (НРМ) с известными координатами и бортовым передатчиком позволяет определить координаты последнего в локальной посадочной системе координат. Кроме СБРН в состав АСП входит лазерный высотомер (ЛВ), измеряющий геометрическую высоту БПЛА, малогабаритная бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС), система воздушных сигналов (СВС). Опционально АСП может быть дополнена приемником СНС. В общем случае предполагается модульная архитектура построения АСП, подразумевающая возможное использование показаний штатных бортовых систем БПЛА.

АСП может функционировать в нескольких режимах: управления БПЛА по планкам положения, директорном и полностью автоматическом режимах. В первых двух режимах АСП выдает данные об отклонении параметров движения БПЛА от заданных, соответствующих программной траектории глиссады, оператору, который даже при невысокой квалификации может управлять посадкой БПЛА. В полностью автоматическом режиме АСП образует замкнутую систему с

автопилотом БПЛА и самостоятельно реализует процедуры захода на посадку и посадки.

Проведен анализ потенциальных точностных характеристик как элементов АСП, так и комплекса в целом. Погрешности СБРН оценивались посредством геометрических факторов, определяющих ухудшение точности определения координат при неблагоприятном расположении бортового и наземных маяков. Рассмотрены конфигурации групп маяков от 3 до 6 и соответствующие им точности определения положения БПЛА.

Результирующая оценка точности АСП позволяет сделать предварительный вывод о возможности успешной посадки БПЛА в режиме управления по планкам положения на первом этапе.

ИНТЕГРИРОВАННАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ И ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТАХ, ФУНКЦИОНИРУЮЩАЯ В УСЛОВИЯХ АКТИВНЫХ ПОМЕХ

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

г. Москва, МАИ

kozorez@gmail.com, mnkr@mail.ru, kruzchkovd@mail.ru, kir@mai.ru

Рассматривается бортовая навигационная система космического аппарата (КА) на геостационарной и высокоэллиптической орбитах, в состав которой в качестве средств навигационных измерений входят оптико-электронные датчики Земли, Солнца и звезд, а также многоканальный ГНСС-приемник.

Целью исследования является формирование облика интегрированной навигационной системы, включая обоснование ее архитектуры и алгоритмов функционирования из условий обеспечения требуемой точности решения навигационной задачи. На основе анализа условий видимости навигационных спутников GPS и ГЛОНАСС обоснована целесообразность использования глубоко интегрирован-

ной архитектуры системы, которая в состоянии обеспечить требуемую точность навигации даже в условиях, когда видимыми оказываются менее 4 навигационных спутников. При формировании интегрированной навигационной системы использован калмановский подход В качестве неконтролируемых факторов рассматриваются инструментальные ошибки датчиков, а также искусственная активная помеха работе ГНСС-приемника. Основным инструментом анализа точности формируемой системы является имитационное математическое моделирование процесса функционирования интегрированной навигационной системы, для проведения которого создан специальный объектно-ориентированный программный комплекс.

Результаты моделирования позволяют утверждать, что:

- Интегрированная навигационная система КА на геостационарной и высокоэллиптической орбитах, использующая оптико-электронные сенсоры и многоканальный ГНСС-приемник, работоспособна в отсутствие активных помех и обеспечивает точность навигации (3σ) по периоду обращения порядка 6 с на геостационарной и порядка 40 с на высокоэллиптической орбите.
- Обсуждаемая интегрированная навигационная система работоспособна на геостационарной орбите в присутствии активных помех и обеспечивает в этом случае точность навигации (3σ) по периоду обращения порядка 8 с.

ПРИМЕНЕНИЕ БЕСПОИСКОВЫХ АЛГОРИТМОВ ДЛЯ НАВИГАЦИИ ПО ИЗОБРАЖЕНИЯМ РАДИОКОНТРАСТНЫХ РЕПЕРНЫХ ОБЪЕКТОВ

Кобельков В.Б., Коршунов А.С.

г. Москва, ОАО «ЦНИИАГ»

В настоящее время для обеспечения всепогодной, всесуточной навигации летательных аппаратов при полной автономности полета применяются комплексированные навигационные системы, в состав которых входят инерциальная навигационная система и поисковая

радиолокационная корреляционно-экстремальная навигационная система. Определение координат летательного аппарата (ЛА) осуществляется путем отыскания экстремума корреляционной матрицы, формируемой при сравнении текущих (ТИ) и эталонных (ЭИ) радиолокационных изображений. Для упрощения информационного обеспечения радиолокационные изображения представляются в бинарном виде и состоят из малого количества ярких точек, соответствующих радио-контрастным реперным объектам на изображении, к которым можно отнести, например, искусственные навигационные поля, сформированные из угловых отражателей. Применение поисковых корреляционных алгоритмов определения координат ЛА, в этом случае, связано с рядом трудностей, так как в результатах сравнения может присутствовать большое число ложных экстремумов.

Поэтому для решения задачи определения координат ЛА по изображениям радиоконтрастных реперных объектов предлагается применять беспойсковый алгоритм. В этом случае координаты ЛА могут быть определены аналитически по ТИ без проведения корреляционной обработки, путем совмещения координат центров групп ярких точек и минимизации расстояний между яркими точками в ТИ и ЭИ.

В работе было проведено исследование влияния на точность определения координат ЛА с помощью беспойскового алгоритма помеховых факторов таких как: ошибки положения радиоконтрастных объектов, расмасштабирования изображений, ракурс подлета к цели, пропадание и появление ярких точек, флуктуации яркости точек в изображении. Проведено сравнение точности определения координат ЛА с помощью поискового и беспойскового алгоритмов.

О ВОЗМОЖНОСТИ ПОЛНОСТЬЮ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ДАЛЬНЕГО ПОЛЕТА

Константинов Д.Ю., Смирнов С.В., Теслер М.Э.

г. Москва, ОАО «ЦНИИАГ»

В настоящее время навигация БПЛА, основанная на БИНС невысокой точности и стоимости (МЭМС, волоконные гироскопы) с коррекцией от спутникового навигационного приемника (СНП), стала типовой, так как практически не имеет конкурентов по гарантированной надежности выполнения задачи, массогабаритным характеристикам, стоимости и простоте эксплуатации.

Тем не менее, в особых случаях (ограничения видимости спутников в горной местности, сложная помеховая обстановка и т.п.) автономная навигация БПЛА сохраняет актуальность.

В докладе рассмотрены возможности применения вместо спутниковой навигации корреляционно-экстремальных навигационных систем (КЭНС), действующих путем сравнения текущего изображения местности (ТИ) в видимом диапазоне с эталонным изображением (ЭИ) в виде космического снимка того же района, записанного в памяти КЭНС.

На обширном статистическом материале, представленном набором разновременных космических снимков, путем моделирования полетов по множеству трасс длиной сотни и более километров построены оценки (в виде гистограмм) длины участков, на которых возможны отказы КЭНС от коррекции вследствие отличий ТИ от ЭИ вследствие «устаревания» последнего.

Приведенные материалы дают возможность обоснованно выбрать параметры КЭНС для автономной навигации, а также планировать период обновления ЭИ, обеспечивающий устойчивую автономную навигацию на трассах в сотни километров.

СОЗДАНИЕ МАЯТНИКОВОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА С ДИАПАЗОНОМ ИЗМЕРЕНИЯ ЛИНЕЙНЫХ УСКОРЕНИЙ ДО 150g

Логачев А.И., Усов С.В.

*г. Москва, филиал ФГУП «ЦЭНКИ»
«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»
03@niipm.ru*

В НИИ ПМ разработана линейка маятниковых компенсационных акселерометров (МКА) с различными диапазонами измеряемых ускорений (от ± 5 g до ± 70 g) и с различными требованиями, предъявляемыми к их точностным параметрам.

На данный момент наиболее широко применяется акселерометр КИ67-11 с диапазоном измеряемых ускорений до ± 25 g. Прибор КИНД67-030, созданный на основе акселерометра КИ67-11, имеет диапазон измеряемых ускорений ± 70 g. Для высокоманевренных объектов данного диапазона может быть недостаточно, поэтому было принято решение разработать малогабаритный акселерометр КИНД67-150 с диапазоном измеряемых ускорений до ± 150 g.

В этом приборе применена модернизированная по сравнению с КИНД67-030 магнитная система, уменьшены размеры и вес маятника, применен оригинальный упругий подвес. Масштабный коэффициент прибора составляет около 0,67 мА/g, пределы измерения линейного ускорения – ± 150 g. Предъявляемые требования к точностным характеристикам прибора составляют: случайная составляющая относительной погрешности масштабного коэффициента в пределах $\pm 0,05$ %, случайная составляющая относительной погрешности нулевого сигнала – в пределах $\pm 5 \cdot 10^{-4}$ g, диапазон рабочих темпера – от -50° С до $+65^\circ$ С.

В настоящее время завершены лабораторно-отрабочные испытания опытной партии приборов, подтвердившие основные конструктивные решения и точностные параметры, указанные в ТУ.

МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ РУЛЕВЫХ ПРИВОДОВ ДЛЯ КОРРЕКЦИИ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА ВРАЩАЮЩИХСЯ ПО КРЕНУ ИЗДЕЛИЙ

Минчук С.В.

г. Тула, ТулГУ

info@sau.tsu.tula.ru

Повышение требований к тактико-техническим характеристикам летательного аппарата (ЛА) приводит к повышению требований по точности, надежности, быстродействию и энергопотреблению рулевого привода (РП). Применение электрических РП (ЭРП) обусловлено рядом преимуществ по сравнению с приводами других типов. Это удобство компоновки, широкий диапазон рабочих частот и высокие массогабаритные характеристики при минимальном энергопотреблении.

Стремление удовлетворить жестким требованиям, предъявляемым к характеристикам ЭРП современных малогабаритных ЛА, приводит к необходимости достижения максимальных удельных энергетических характеристик исполнительных двигателей (ИД) посредством форсирования по амплитуде питающего напряжения. Форсирование вызывает насыщение магнитной системы и тепловые переходные процессы, появляющиеся вследствие нагрева обмоток и стали статора. Они в свою очередь накладывают ограничения на выбор режимов форсирования ИД.

Существующие методики анализа и синтеза ЭРП на базе вентильных двигателей используют математические модели, адекватно описывающие работу системы только в номинальных и стационарных режимах, что не позволяет эффективно решать указанные задачи. С учетом этих обстоятельств они становятся непригодными. Предлагаемая методика анализа, основанная на определении параметров математической модели посредством численного расчета магнитных и тепловых полей ИД ЭРП, позволяет улучшить точность анализа и добиться высоких энергетических характеристик на этапе синтеза.

Процесс проектирования ЭРП включает в себя следующие основные этапы:

- энергетический анализ ЭРП;
- разработка системы математических моделей различного уровня сложности и степени идеализации;
- определение предельных параметров управляющих воздействий и параметров системы управления, обеспечивающих максимально возможные удельные энергетические показатели;
- синтез законов управления;
- разработка конструкции ЭРП.

ЭРП, синтезированный по разработанной методике, отличается высокими удельными энергетическими и точностными характеристиками в сравнении с обычными ЭРП. В свою очередь применение форсированных ИД с малыми массогабаритными характеристиками в условиях ограниченного срока эксплуатации позволит существенно снизить требования, выдвигаемые к ИД на этапе проектирования ЭРП.

АНАЛИТИЧЕСКАЯ ВЫСТАВКА ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО БЛОКА В ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НАЗЕМНОГО БАЗИРОВАНИЯ

Новиков А.И.

г. Москва, ОАО «ЦНИИАГ»

Для решения кинематических уравнений инерциальной навигации необходимы углы начальной ориентации связанного с инерциальным измерительным блоком трехгранника относительно географического базиса. Если углы отклонения от вертикали вычисляются по измерениям акселерометров при неподвижном положении блока, то определение его положения в азимуте не является однозначным. Основная трудность при азимутальной выставке инерциального блока возникает из-за технической реализации процесса определения азимутов ориентирных направлений и передачи их в бортовую аппаратуру.

Невысокая точность ориентации в азимуте при переводе БИНС в режиме гирокомпасирования, как правило, является недостаточной

для решения навигационной задачи. Не удовлетворяет требованиям и азимутальная информация, доставляемая гироскопическим указателем системы топопривязки и навигации пусковой установки. Требуемая точность может быть обеспечена с помощью наземных гиротеодолитов, но высокая стоимость приборов существенно ограничивает область их применения.

Интеграция БИНС с навигационной аппаратурой потребителя спутниковых радионавигационных систем открывает возможности не только периодической траекторной коррекции навигационных параметров БИНС и калибровки инерциального блока, но и его траекторной выставки.

Рассматривается способ аналитической выставки векторным согласованием бесплатформенного инерциального измерительного блока с использованием кодовых сигналов навигационных спутников, не требующий установки разнесенных приемных антенн. Эффективность способа, проявляющаяся для высокоскоростных ЛА, позволяет не только повысить точность выставки, но и создает предпосылки для исключения из состава пусковой установки наземного гиротеодолита.

ОРИЕНТАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СЛЕДЯЩИХ АСТРОВИЗИРОВ

Реутов В.Г.

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

Системы ориентации космических аппаратов (КА) решают обычно две задачи: ориентации целевой нагрузки (ЦН) КА и ориентации собственно космической платформы. Решение первой задачи осуществляется на определенных участках орбиты, на которых она, как правило, имеет более высокий приоритет. Решение второй задачи обеспечивает функционирование космической платформы и осуществляется практически постоянно.

Как правило, для определения ориентации КА используются астродатчики, которые идентифицируют группы звезд, попадающих в их поле зрения путем их сопоставления с каталогом звезд, размещенным в памяти прибора, что позволяет определить как направление оси визирования астродатчика, так и угол поворота поля зрения астродатчика относительно оси визирования. В ряде случаев, однако, для определения ориентации КА целесообразно использовать следующие оптические визиры, направленные на выбранные астрономические объекты. Такое техническое решение обладает рядом преимуществ по сравнению с использованием астродатчиков, жестко связанных с космической платформой. Значительно сокращается база данных рассматриваемых астрономических объектов и упрощаются алгоритмы обработки информации, а также существенно снижаются требования к чувствительности оптических приемников и появляется возможность гибкого варьирования астрономических объектов, за которыми осуществляется слежение. При использовании нескольких следящих визиров уменьшаются ошибки определения ориентации КА и возрастают его надежность и живучесть.

В докладе рассмотрена структура системы ориентации ЦН КА, использующей следящие астровизиры, и проанализированы составляющие ошибки ориентации.

ОБ ОДНОМ СПОСОБЕ ПОСТРОЕНИЯ ОПТИМАЛЬНЫХ ФИЛЬТРОВ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК НАВИГАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ

Савинов Г.Ф.

*г. Москва, МАИ
savinov.gf@mail.ru*

Проблемы линейной оптимальной фильтрации случайных процессов с минимальной среднеквадратической ошибкой впервые были сформулированы А.Н. Колмогоровым и Н. Винером и в дальнейшем

развиты Р.Е. Калманом, Р.С. Бьюси, а также в многочисленных работах как отечественных, так и зарубежных авторов.

Алгоритм оптимальной фильтрации Р.Е. Калмана и Р.С. Бьюси требует предварительного описания поведения оцениваемого процесса линейным дифференциальным уравнением. Однако в целом ряде задач такое представление сталкивается с серьезными трудностями, а получаемые в этом случае алгоритмы оптимального фильтра, как известно, требуют выполнения достаточно большого объема вычислительных операций.

В методе Н. Винера не требуется предварительного описания поведения оцениваемого процесса. При этом получаемый алгоритм фильтра имеет, как правило, более простую структуру, что существенно упрощает его практическую реализацию. Основная трудность применения этого метода, как известно, связана с нахождением решения интегрального уравнения Винера-Хопфа относительно весовой функции. В настоящее время решение этого уравнения по существу получено лишь в случае, когда полезный сигнал и помеха представляют собой стационарные центрированные случайные процессы. В связи с этим весьма актуальной является задача построения алгоритма оптимальной фильтрации в случае, когда оператор этого фильтра отскакивается в классе нестационарных операторов, а оцениваемый процесс и помеха представляют собой нестационарные гауссовы случайные процессы общего вида.

На основе изложенной постановки в докладе дается решение данной задачи. Показано, что в этом случае решение интегрального уравнения Винера-Хопфа представляет собой весовую функцию усилительного звена, для вычисления которой достаточно располагать лишь данными о вероятностных характеристиках полезного сигнала и помехи. На основе этой весовой функции получен алгоритм линейного оптимального фильтра, обеспечивающий получение несмещенной оценки. Этот алгоритм позволяет решать задачу оценивания случайного процесса и в случае, когда описание его поведения с помощью дифференциального уравнения не представляется возможным.

СИСТЕМА БЛИЖНЕЙ РАДИОНАВИГАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ЛОКАЛЬНЫМ НАВИГАЦИОННЫМ ПОЛЯМ

Связов А.В., Смирнов С.В., Щербинин В.В.

г. Москва, ОАО «ЦНИИАГ»

cniag@cniag.ru

В докладе рассматриваются основные вопросы создания системы ближней радионавигации (СБРН) для коррекции положения летательного аппарата по локальным навигационным полям.

Описан принцип действия системы, основанный на измерении дальностей от летательного аппарата до каждого опорного навигационного устройства, которые формируют локальное навигационное поле. Приведены основные процедуры обработки радиодальномерной информации на борту, в том числе различные способы решения навигационной задачи с целью определения положения летательного аппарата в локальной системе координат.

Представлен сравнительный анализ СБРН с системами коррекции, основанными на других физических принципах. Отмечены преимущества и недостатки.

Рассмотрена методика анализа ошибок СБРН, основанная на расчете геометрического фактора – параметра, характеризующего степень улучшения или ухудшения точности при изменении положения объекта относительно пространственной конфигурации опорных навигационных устройств.

Путем математического моделирования работы бортовых алгоритмов СБРН получены оценки ошибок определения положения летательного аппарата. В результате показана неоднородность поля ошибок рассматриваемой системы навигации как в плане, так и по высоте, что существенно отличает ее от глобальных спутниковых радионавигационных систем.

Данное обстоятельство приводит к необходимости применения таких законов управления, которые обеспечивают движение летательного аппарата по оптимальной траектории, жестко связанной с ло-

кальным навигационным полем. Кроме того, возникает потребность в разработке нетривиальных подходов к комплексированию бортовой навигационной информации.

Определены перспективные области применения СБРН.

СИСТЕМА ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ ПРЕЦИЗИОННОГО ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

Селиверстов М.С.

*г. Москва, филиал ФГУП «ЦЭНКИ»
«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»
seliverstovmike@gmail.com*

Рассматриваемый гироскопический измеритель вектора угловой скорости является перспективной разработкой «НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова» для использования в спутниковых навигационных системах.

Конструктивно прибор представляет собой моноблок. В качестве чувствительных элементов используются двухстепенные поплавковые интегрирующие гироскопы с газодинамической опорой подвеса ротора.

В данном приборе применена модульная конструкция, в которой каждый из четырех чувствительных элементов образует отдельный модуль гироблока (МГБ) и измерительный канал.

Модуль гироблока представляет собой конструкцию с двухконтурной системой термостатирования (СТС).

Термостатирование 1-го контура осуществляется нагревателями гироблока, 2-го контура – при помощи твердотельных термоэлектрических охладителей (ОТТ), установленных на основание, и электрических нагревателей, наклеенных на внутреннем кожухе.

Управление системами термостатирования 1-го и 2-го контуров осуществляется независимыми устройствами блока усилителей СТС посредством ШИМ-сигнала, подаваемого на исполнительные элемен-

ты. Точность поддержания температуры чувствительного элемента составляет $\pm 0,05^\circ \text{C}$.

В процессе испытаний были проведены исследования по доработке конструкции МГБ и расчет оптимального количества исполнительных элементов СТС. Для проведения исследования конструкции и математического моделирования был разработан пакет прикладных программ, позволяющий рассчитывать энергопотребление СТС, время выхода в установившийся тепловой режим, отслеживать динамику изменения температурного поля и имитировать нештатные ситуации.

В результате проведенных исследований конструкция модуля гироскопа и состав системы термостатирования были доработаны, что позволило снизить энергопотребление ($\sim 31\%$) и расширить диапазон рабочей температуры ($\sim 16\%$) гироскопического измерителя вектора угловой скорости.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАЗРАБОТКИ БЛОКА МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ И ВАРИАНТЫ ЕГО ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА

Соловьев А.В., Тарасов А.Н.

*г. Москва, филиал ФГУП «ЦЭНКИ»
«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»
gyros@bk.ru, alex_81@bk.ru*

Блок датчиков угловых скоростей (БДУС) на микромеханических вибрационных гироскопах (ММВГ) предназначен для измерения приращений за интервал опроса интегралов проекций угловой скорости космического аппарата (КА) на три взаимно перпендикулярные измерительные оси прибора и выдачи этой информации в бортовой комплекс управления КА. В зависимости от требований к точности и надежности системы управления КА БДУС может быть использован в качестве основного или резервного командно-измерительного прибора.

Конструктивная реализация такого прибора представляет собой моноблок, выполненный в негерметичном варианте, в состав которого входит блок чувствительных элементов с ортогональным расположением осей чувствительности ММВГ и модули электронных устройств.

Особенностью разрабатываемого чувствительного элемента БДУС – ММВГ является работа в резонансном режиме высокочастотного колебательного контура с применением фазозамкнутой системы управления. Конструкция ММВГ ориентирована на производство на российских предприятиях.

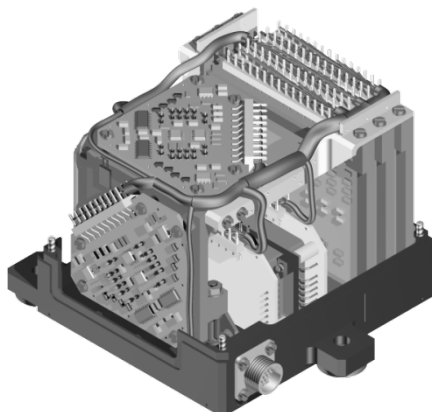
Рассмотрены варианты конструктивных реализаций кремниевого подвеса ММВГ с совмещенными и разнесенными частотами возбуждения и съема информации, различающиеся как кинематикой рабочих движений, так и технологией производства. Частотное разнесение первичных и вторичных колебаний кремниевого подвеса микромеханического вибрационного гироскопа позволяет разделять полезную и квадратурную составляющие выходного сигнала по частоте, что способствует повышению точности прибора.

Описан принцип действия прибора и выведены уравнения движения его подвижной части. Представлены результаты предварительных испытаний опытных образцов ММВГ, а также конечно-элементный анализ вариантов их конструкций.

Некоторые технические характеристики БДУС, а также его облик представлены ниже.

Технические характеристики БДУС

| Параметр | Значение |
|---------------------------------------|-----------------|
| диапазон измеряемых угловых скоростей | ± 25 °/сек; |
| точность | < 50 °/час; |
| масса | 0,6 кг; |
| срок эксплуатации | 6 лет. |



Облик БДУС

Секция 4**ЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
И ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ
СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМИ
ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ****РАНЖИРОВАНИЕ ВЕРШИН ПРИ СИСТЕМНОМ ВЗАИМНОМ
ИНФОРМАЦИОННОМ СОГЛАСОВАНИИ В МНОГОКОМПЛЕКСНЫХ
СБОЕ- И ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМАХ****Ашарина И.В., Лобанов А.В.**

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

Организация сбое- и отказоустойчивых параллельных многозадачных вычислений в многомашинных вычислительных системах (МВС), основанная на репликации задач и введении динамической избыточности, включает механизм взаимного информационного согласования (ВИС), обеспечивающего согласованность данных в условиях возникновения допустимого количества неисправностей. Модель МВС – орграф, в котором вершины обозначают ЦВМ, ребра или пары разнонаправленных дуг отображают дуплексные каналы связи между соответствующими ЦВМ, дуги – симплексные каналы связи. Алгоритм системного ВИС (СВИС) обеспечивает во всех исправных ЦВМ системы построение одинакового системного вектора согласованных значений (СВСЗ). Алгоритм СВИС состоит из периодов: 1) внутри-комплексного ВИС, 2) межкомплексного обмена, 3) внутрикомплексного обмена полученными копиями ВСЗК и вычисления СВСЗ в каждой исправной ЦВМ каждого комплекса-получателя.

Пусть в системном орграфе G выделены [1] непересекающиеся комплексы k_i и k_j с множествами вершин K_i и K_j соответственно и определен орподграф с множеством вершин $R_{i \rightarrow j}$, такой, что посылка из

любой вершины, принадлежащей K_i , в любую вершину из K_j должна проходить только по пути, принадлежащему орподграфу, порожденному множеством вершин $K_iUR_{i \rightarrow j}UK_j$. В этом случае орподграф $R_{i \rightarrow j}$, а также все дуги, каждая с начальной вершиной в K_i и конечной вершиной в K_j , являются *средой межкомплексной посылки из k_i в k_j* . **Вершина 0-го ранга** – вершина p_j из K_j , в которой правильное согласованное значение W_j для ВСЗК k_i может быть вычислено только по результатам посылки копий правильного согласуемого значения V_i из вершин K_i в эту вершину p_j без предварительного вычисления такого W_j хотя бы в одной другой вершине (например, r_j) из K_j . Если в вершине q_j для вычисления W_j необходимо использовать копию этого согласованного значения, предварительно вычисленного в вершине r_j ранга t , то эта вершина q_j приобретает ранг не менее $t+1$. При передаче сообщения из вершины, принадлежащей k_i , в вершину из k_i возможны следующие типы путей: путь **типа α** (α -путь) является дугой от начальной вершины из K_i в конечную вершину из K_j . Все промежуточные вершины пути **типа β** принадлежат $R_{i \rightarrow j}$. Все промежуточные вершины пути **типа γ** принадлежат K_j . Все промежуточные вершины пути **типа δ** могут принадлежать как $R_{i \rightarrow j}$, так и K_i . **ε -путь** проходит в конечную вершину, принадлежащую K_j , из вершины, принадлежащей K_j и уже вычислившей согласованное значение W_j .

В докладе приведены **достаточные условия вычисления согласованного значения в вершине p_j ранга 0 (У1-У4) и в вершине q_j ранга $k>0$ (У5-У7)**: У1) наличие во входящем пучке $2\mu_i+1$ α -путей; У2) наличие $2(\mu_i+\mu_{i \rightarrow j})+1$ β -путей либо α -путей и β -путей; У3) наличие $2(\mu_i+\mu_j)+1$ γ -путей либо α -путей и γ -путей; У4) наличие $2(\mu_i+\mu_j+\mu_{i \rightarrow j})+1$ δ -путей и/или путей любых других из оставшихся сочетаний типов; У5) наличие $2\mu_j+1$ ε -путей; У6) наличие $2(\mu_i+\mu_j)+1$ α -путей и ε -путей либо β -путей и ε -путей, либо α -путей, β -путей и ε -путей; У7) наличие $2(\mu_i+\mu_{i \rightarrow j}+\mu_j)+1$ путей любых других типов и ε -путей. Предложен метод ранжирования вершин комплекса-приемника, обеспечивающий последовательное вычисление вектора комплекса-источника во всех вершинах комплекса-приемника.

СИСТЕМНОЕ ВЗАИМНОЕ ИНФОРМАЦИОННОЕ СОГЛАСОВАНИЕ В МНОГОКОМПЛЕКСНЫХ СБОЕ- И ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМАХ

Ашарина И.В., Лобанов А.В.

г. Москва, ОАО «НИИ «Субмикрон»
asharinairina@mail.ru, lav@se.zgrad.ru

Организация сбое- и отказоустойчивых параллельных многозадачных вычислений в многомашинных вычислительных системах (МВС), основанная на репликации задач, включает механизм взаимного информационного согласования (ВИС), обеспечивающего согласованность системных данных в условиях возникновения допустимого количества неисправностей. **Репликация задачи** состоит в решении одной и той же задачи на всех ЦВМ некоторой группы, образующей **комплекс**, с взаимным обменом копиями результатов и выбором правильного результата в каждой ЦВМ комплекса, в предположении, что не более $\mu > 0$ из всех ЦВМ комплекса могут быть неисправными.

Алгоритм системного ВИС (СВИС) обеспечивает во всех исправных ЦВМ многокомплексной системы построение одинакового системного вектора согласованных значений (СВСЗ), содержащего вектора согласованных значений (ВСЗК) каждого из комплексов. Алгоритм СВИС состоит из периодов: 1) внутрикомплексного ВИС, в процессе которого каждая исправная ЦВМ каждого комплекса определяет одинаковый для всех ЦВМ ВСЗК этого комплекса, 2) межкомплексного обмена, в ходе которого комплекс-источник передает копии собственного ВСЗК комплексу-получателю, 3) внутрикомплексного обмена полученными копиями ВСЗК и вычисления СВСЗ в каждой исправной ЦВМ комплекса-получателя.

Модель МВС – орграф, где пронумерованные вершины обозначают ЦВМ с соответствующими номерами, ребра – дуплексные каналы связи между соответствующими ЦВМ, дуги – симплексные каналы связи. Пусть в системном орграфе G выделены непересекающиеся комплексы k_i и k_j с множествами их вершин K_i и K_j соответственно и

определен орподграф с множеством вершин $R_{i \rightarrow j}$, такой, что посылка из любой вершины, принадлежащей K_i , в любую вершину из K_j должна проходить только по пути, принадлежащему орподграфу, порожденному множеством вершин $K_i \cup R_{i \rightarrow j} \cup K_j$. Тогда орподграф $R_{i \rightarrow j}$, а также все дуги, каждая с начальной вершиной в K_i и конечной вершиной в K_j , являются *средой межкомплексной посылки из k_i в k_j* . Пусть для орподграфа $R_{i \rightarrow j}$ задано допустимое максимально возможное число $\mu_{i \rightarrow j}$ неисправных вершин, принадлежащих $R_{i \rightarrow j}$. По результатам внутрикомплексного согласования в k_i все исправные вершины из K_i должны иметь правильный вектор V_i ВСЗК для k_i , при этом не более μ_i неисправных вершин из K_i могут иметь произвольные значения этого вектора. Межкомплексный обмен информацией состоит в том, что подмножество вершин из K_i посылают свои копии вектора V_i по путям из орподграфа, порожденного множеством вершин $K_i \cup R_{i \rightarrow j} \cup K_j$ в вершины из K_j . При этом наличие допустимых неисправностей в k_i , k_j и $R_{i \rightarrow j}$ не должно препятствовать вычислению в каждой исправной ЦВМ из K_j правильного вектора V_j .

В докладе предлагается метод межкомплексного взаимного информационного согласования векторов ВСЗК для двух непересекающихся комплексов, который является основой для построения алгоритма СВИС в многокомплексных МВС.

ПОСТРОЕНИЕ КОНТРОЛЬНОЙ АППАРАТУРЫ ДЛЯ ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫХ ПРОЦЕССОРНЫХ СИСТЕМ

Бабиевский Д.А.

г. Москва, ОАО «НИИ «Субмикрон»

Geb_swamp@mail.ru

В процессе разработки и изготовления отказоустойчивых систем одну из важнейших ролей играет полноценное тестирование на всех этапах маршрута. В связи с этим предъявляются особые требования к стендам контрольно-испытательной аппаратуры (КИА). Одно из

основных требований – обеспечить проверку всех внешних связей объекта контроля. Сложность в том, что в ряде случаев заказчику изделия поставляется только общее программное обеспечение (драйвера, ОС, функции высокого уровня), а специальное ПО разрабатывается заказчиком. Т.е. система еще не имеет заданных реакций на воздействия. Возникает необходимость разработки и поставки заказчику программ тестирования и аппаратуры для отладки специального ПО (отладочных комплексов).

Анализ рынка показал, что большинство систем проектирования, ориентированных на разработку КИА, дают возможность графического программирования (на уровне рисования блок-схем). Это позволяет снизить требования к квалификации программистов и проводить автоматизацию процесса тестирования с минимальными затратами. Но эти системы не имеют встроенных средств для отладки программ, что значительно затрудняет разработку тестов, и такие системы не могут применяться для отладки специального ПО.

Одно из решений данной проблемы состоит в создании системы, в которой интегрированы функции управления КИА и отладчика программ, исполняемых в объекте контроля.

Для управления процессом тестирования и синхронизации внешних воздействий с программой, исполняемой в объекте контроля, необходим командный язык высокого уровня. Такой командный язык может в заданные моменты времени отслеживать или изменять состояние ячеек ОЗУ объекта контроля и управлять выдачей внешних (по отношению к объекту контроля) воздействий с КИА. Такая интеграция позволяет создать стенд, совмещающий в себе КИА и отладочный комплекс. В этом случае отпадает необходимость дополнительно разрабатывать отладочный комплекс для отладки программ заказчика (специального ПО). Кроме того, комплекс проходит полную отработку на этапе разработки программ тестирования и испытания объекта контроля.

Реализация описанного выше подхода требует некоторой программной и аппаратной избыточности для поддержки инструментального (технологического) канала связи. При этом аппаратная поддержка процесса отладки в объекте контроля более предпочтительна, т.к.

позволяет получить доступ к системе вне зависимости от состояния процессора. Например, при «зависании» инструментальный канал с аппаратной поддержкой продолжает работать, позволяя программисту находить и исправлять даже фатальные программные ошибки.

В качестве развития системы можно провести встраивание отладчика, разработанного в виде динамически подключаемой библиотеки (DLL) в среду разработки, поддерживающую программирование на уровне блок-схем (от стороннего разработчика). Тем самым решается только проблема поддержки отладки, а задача поддержки работы аппаратуры и построения алгоритма тестирования перекладывается на стороннего разработчика, представленного на рынке. Таким образом можно достичь сокращения времени и финансовых затрат на разработку стендов контрольно-испытательной аппаратуры и среды разработки программ, а также решать задачу построения тестов для объекта контроля силами самих разработчиков.

ПРОГРАММНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЛГОРИТМА КОРРЕКЦИИ УСТОЙЧИВЫХ ОТКАЗОВ В ПАМЯТИ

Гагарин Ю.А.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

В работе рассмотрены результаты программного моделирования нового контроллера кода Хэмминга, позволяющего значительно поднять отказоустойчивость ОЗУ. Ставится задача по обнаружению кратных устойчивых отказов, восстановлению ошибочной информации с сохранением правильного значения в диагностической кэш-памяти.

При проектировании современных вычислительных и управляющих систем применяют различные виды моделирования: программное, аппаратное и аппаратно-программное. Моделирование является неотъемлемой частью любого этапа проектирования. Программное моделирование используется для отработки алгоритмов работы систем, аппаратное моделирование используется для отработки

элементной базы системы и уточнения временных зависимостей, аппаратно-программное моделирование способно имитировать проектируемую систему в целом.

Целью работы является построение программной модели алгоритма коррекции скрытых устойчивых отказов. Практически все современные микропроцессоры снабжены встроенным кодеком Хэмминга, позволяющим эффективно корректировать «мягкие» ошибки типа сбоев и восстанавливать правильное значение информации в защищаемой памяти. Менее эффективно восстановление одиночных устойчивых ошибок в слове памяти. Информация на локальной шине микропроцессора восстанавливается правильно, но физический отказ в собственно памяти сохраняется. Подобная ситуация представляет определенную опасность, поскольку теперь любой одиночный сбой в том же слове памяти приведет к отказу всей памяти из-за кратного характера ошибки. Программный «scrabbing», периодически чистящий память от накапливающихся в ней сбоев, обнаруживая в слове памяти двойную ошибку, считает ее фатальной. В МОКБ «Марс» разрабатывается память, свободная от этих недостатков. В ней устойчивые физические отказы, включая кратные, правильно восстанавливаются с информационной точки зрения, а восстановленное слово перезаписывается в небольшую кэш-память по адресу ее тега в основной памяти. Каждое следующее обращение к искаженному слову основной памяти автоматически отсылается для считывания из кэш-памяти. Реализация расширенных возможностей по отказоустойчивости памяти требует проектирования нового контроллера кода Хэмминга. Программная модель алгоритма коррекции устойчивых кратных отказов в словах памяти позволяет выявить сильные и слабые стороны алгоритма, выявить допущенные ошибки и определить возможные варианты их устранения, найти допустимое соотношение между устойчивыми и «мягкими» отказами и проработать все возможные варианты построения алгоритма. Таким образом, программная модель позволяет повысить качественные характеристики алгоритма по обнаружению и коррекции устойчивых отказов в словах памяти и оценивать временные потери, обусловленные введением нового контроллера кода Хэмминга.

О ТОЧНОСТИ РЕЗЕРВИРОВАННОЙ БОРТОВОЙ ШКАЛЫ ВРЕМЕНИ

Гордеева С.В., Дорский Р.Ю.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

В настоящее время в системах управления разработки МОКБ «Марс» для внутренней синхронизации используется бортовая шкала времени (БШВ) – источник секундной метки времени, представляющая собой резервированную систему, состоящую из трех точных генераторов и трех счетчиков, объединенных мажоритаром: все три счетчика обнуляются в момент, когда хотя бы два из них отсчитали нужное количество тактов. По полученным данным телеметрии обнаружено отклонение БШВ от системы единого времени (СЕВ). Коррекция БШВ производится по кодовым командам с Земли на основании данных сверки со шкалой СЕВ в наземном комплексе управления. Отклонение БШВ от СЕВ находится в допуске. Однако удивительно то, что ошибка частоты имеет постоянный знак – в сторону укорочения периода счета.

Рассмотрим вопрос, не может ли данное отклонение быть свойством структуры БШВ.

В случае грубых генераторов, если к концу периода счета счетчики разошлись на несколько единиц, величина итогового периода БШВ будет определяться генератором, частота которого является средней. В случае точных генераторов, когда к концу периода счета счетчики разошлись менее чем на один такт, становится существенным, что у двух из трех счетчиков после сброса остаются неоконченные периоды генератора (фазы генераторов не выравниваются). Таким образом, длительности первого такта двух счетчиков являются случайными величинами, равномерно распределенными от нуля до одного периода генератора. Время до окончания счета этих счетчиков также является случайной величиной. Отсюда является случайной величиной итоговый период БШВ, распределение которого можно найти как композицию равномерных распределений. Математическое ожидание этого периода действительно смещено в сторону уменьшения.

Найдена аналитическая зависимость отклонения итогового периода БШВ от исходных отклонений генераторов. Проведено имитационное моделирование в нескольких точках, результат согласуется с полученным аналитически.

Описанное явление может быть одним из факторов, объясняющих систематический уход БШВ на летающих КА. Учет данного явления может быть полезен в будущих разработках систем синхронизации.

МЕТОДОЛОГИЯ «ПРОГРАММНОГО РЕМОНТА» СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОРБИТЕ

Григорьева О.Л., Кособоков В.Н.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

При проектировании систем управления космических аппаратов (КА) предусматривается ряд мер, позволяющих обеспечить расчетные характеристики надежности аппаратуры, соответствующие ее функционированию на орбите с высокой вероятностью в течение заданного времени. К ним относится и возможность корректировки программного обеспечения (ПО) бортового вычислительного устройства (БВУ) КА с наземного комплекса управления (НКУ), которая позволяет парировать нештатные ситуации и отказы отдельных элементов системы управления КА, возникающие на практике в процессе эксплуатации КА на орбите как в течение расчетного промежутка времени функционирования КА, так и за его пределами и способные привести к потере управления КА.

В докладе приводится обзор разработанных и хорошо зарекомендовавших себя на практике методов своевременного диагностирования нештатных ситуаций и устранения их последствий. К рассматриваемым нештатным ситуациям относятся:

– отказы вычислительного ядра БВУ, в том числе отказы арифметико-логического устройства, оперативного запоминающего

устройства (ОЗУ), репрограммируемого постоянного запоминающего устройства (РПЗУ),

- отказы каналов обмена и источников питания,
- не выявленные на этапе отработки и испытаний аппаратуры алгоритмические и программные ошибки.

Методика определения и идентификации отказов предусматривает использование каналов обмена как средства получения информации для идентификации отказов, тестирование граней (каналов) БВУ, исследование телеметрической информации для получения параметров ОЗУ, РПЗУ, состояния каналов обмена и состояния процесса вычислений для всех вычислителей многопроцессорного БВУ. Учитывается влияние на работу системы управления КА единичных и множественных отказов.

Методика парирования нештатных ситуаций включает дублирование и перезапись информации РПЗУ, использование кодовых команд от НКУ как инструмента воздействия на аппаратуру системы управления и программных «вставок», на которые передается управление и которые могут дополнять, исправлять или заменять ту или иную часть ПО, восстановление содержимого ОЗУ с использованием ОЗУ другого вычислителя, реконфигурирование системы управления, а также замену отказавших датчиков их математическими моделями.

Данная методика успешно применялась в процессе сопровождения функционирования на орбите КА «Монитор-Э» и «Экспресс-МД1».

УНИФИКАЦИЯ АРХИТЕКТУРЫ БОРТОВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ КОМПЛЕКСОВ НА ОСНОВЕ ТЕХНОЛОГИИ SPACEWIRE

Гришин В.Ю., Еремеев П.М.

г. Москва, ОАО «НИИ «Субмикрон»

В настоящее время бортовые вычислительные комплексы (БВК) представляют собой вычислительные средства, устройства ввода-вывода, датчики и исполнительные механизмы, объединенные интер-

фейсами, каждый из которых может наилучшим образом решать задачу взаимодействия двух конкретных устройств, но не применим для другой пары устройств. Важным шагом на пути стандартизации интерфейсов и повышения уровня унификации бортового оборудования являлось внедрение ГОСТ 26765.52-87, затем ГОСТ Р 52070-2003 (аналогом стандарта MIL1553B). Данные стандарты в течение десятилетий служат основой для унификации бортового оборудования, но уже давно из-за ограничений по скорости передачи в 1 Мбит/с и возможностям шинной архитектуры требуется переход к другим интерфейсам.

Общий анализ мирового развития вычислительных средств говорит о необходимости перехода от шинной архитектуры и от набора произвольных связей между блоками к единой масштабируемой коммутационной среде, к которой могут подключаться вычислительные блоки, устройства ввода-вывода, датчики и исполнительные механизмы. Одним из возможных подходов является использование интерфейса Fibre Channel, на базе которого можно построить коммутируемую среду, но данный интерфейс является слишком затратным с точки зрения аппаратуры для его встраивания в любой датчик, исполнительный механизм и т.п.

Авторами проведен анализ требований к интерфейсам бортовой аппаратуры, на основе которого можно выделить следующие виды межсоединений для различных типов информации и сигналов в БВК космических аппаратов (КА): 1) *шины датчиков* для потоков данных от датчиков и приборов, которые должны иметь наибольшую пропускную способность и скорость передачи данных от десятков до сотен Мбит/с и доходить до Гбит/с для перспективных КА; 2) *шины управления* для команд от блоков управления к приборам и оборудованию КА, требуют средней скорости передачи до нескольких Мбайт/с, малого времени ожидания (довольно часто с жесткими ограничениями) и должны обеспечивать надежную доставку информации; 3) *телеметрические шины*, требуют средней скорости передачи до нескольких Мбит/с; 4) *шины данных* для обмена данными между вычислительными модулями в ходе обработки данных и сигналов, требуют наличия

каналов передачи информации с высокой пропускной способностью и скоростью передачи данных от десятков до сотен Мбайт/с; 5) *шины временной синхронизации* для бортовой тактовой синхронизации, требуют когерентного распределения маркеров времени с малым временем ожидания (с жесткими ограничениями) по распределенной бортовой системе; 6) *сигналы боковой полосы частот* (прерываний) для сигнализации и управления в жестком реальном времени, требуют доставки данных к узлам распределенной бортовой системы с очень малым временем ожидания, с жесткими ограничениями и высокими требованиями к надежности доставки информации.

На основе данной классификации сформированы требования к унифицированному бортовому интерфейсу и показана возможность применения в качестве такового интерфейса SpaceWire [1] при условии его дальнейшего развития в направлении стандарта SpaceFibre [2].

Литература:

1. Стандарт SpaceWire ECSS-E-ST-50-12C (31July2008).
2. Проект стандарта SpaceFibre ECSS Draft D v1.14 (29Feb2008).

**ОРГАНИЗАЦИЯ БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ
ОТКАЗОУСТОЙЧИВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ**

Гусев Е.В., Тихонов С.Н.

г. Москва, ОАО «НИИ «Субмикрон»

egusev@inbox.ru

При проектировании отказоустойчивой вычислительной системы длительного срока эксплуатации особую роль играют такие ее свойства, как «живучесть» и «обслуживаемость».

Под живучестью понимается способность вычислительной системы противостоять сбоям и выполнять заданные функции. Под обслуживаемостью понимается совокупность таких характеристик вычислительной системы, как «контролепригодность», «восстанавливаемость» и «модифицируемость». Повышение обслуживаемости, а

следовательно, и живучести, подразумевает выполнение комплекса требований к аппаратуре и программному обеспечению при разработке вычислительной системы.

В данной работе рассматривается совокупность программных мер, нацеленных на повышение обслуживаемости вычислительной системы.

Восстановление работоспособности системы после сбоя или при неисправности зависит от правильности и своевременности диагностирования. Для повышения контролепригодности вычислительной системы предлагается ряд мер:

- выделение ядра вычислительной системы;
- введение этапности тестирования при включении (предварительное и основное);
- плановое периодическое тестирование в процессе штатного функционирования;
- классификация неисправностей по фатальности для вычислительной системы;
- формирование диагностической информации о неисправности, обнаруженной при тестировании или в процессе штатного функционирования.

Для повышения восстанавливаемости и модифицируемости вычислительной системы предлагается внедрение «динамического останова». Динамический останов – это программа, на которую передается управление при сбоях или отказах, а также при тестировании вычислительной системы по включению или при перезапуске.

Для функционирования динамического останова требуется работоспособность ядра программно-аппаратных средств и наличие канала связи. Программа динамического останова по командам, пришедшим по штатному или технологическому каналу связи, предоставляет следующие функции:

- чтение/запись памяти и внутренних регистров вычислительной машины;
- считывание диагностической информации, сформированной при тестировании, сбое или отказе;

- передача управления на заданную подпрограмму;
- загрузка и модификация программного обеспечения в ОЗУ или ПЗУ.

Предложенный комплекс мер позволяет своевременно диагностировать неисправности, передавать информацию по каналу связи для последующего анализа и выработки воздействий для изолирования неисправности, модификации программного обеспечения и восстановления штатного функционирования вычислительной системы.

МЕЖДУНАРОДНЫЕ СТАНДАРТЫ АВИАЦИОННОГО БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ DO-178 И ARINC 653 И ЧТО ОНИ МОГУТ ДАТЬ РАЗРАБОТЧИКАМ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Демьянов А.В.

г. Москва, АД Системы

avdsys@aha.ru

Гражданская авиация всегда была законодателем в области обеспечения надежности программного обеспечения. Это естественно: цена ошибки – человеческая жизнь. Стандарт DO-178 «Требования к программному обеспечению бортовой аппаратуры и систем при сертификации авиационной техники» применяется уже более 20-ти лет и область его применения уже расширилась далеко за пределы гражданской авиации. Сегодня этот стандарт применяется и в военной авиации, и в других оборонных областях. Несмотря на то, что в этих областях нет обязательной сертификации ПО сертифицирующим органом (как в гражданской авиации), технологический процесс разработки, определенный в стандарте, позволяет создавать ПО с необходимым уровнем надежности.

Для разработки ПО, сертифицируемого по DO-178, необходимо применять специальные средства разработки. В докладе рассматривается система модельно-ориентированного проектирования SCAD

фирмы Esterel Technologies, кодогенератор которой квалифицирован по DO-178. В состав SCADe входят все необходимые инструментальные средства, обеспечивающие строгое следование разработчиком ПО технологическому процессу, определенному в стандарте DO-178.

Пример применения: EADS Astrium применяет SCADe для разработки ПО системы мониторинга и безопасности автоматического грузового корабля ATV.

Другим стандартом, который также широко применяется в борьбе за надежность ПО, является стандарт ARINC 653 «Avionics Application Software Standard Interface». Он предназначен для обеспечения изоляции приложений, исполняющихся на одном процессоре, и определяет программный интерфейс приложений с операционной системой, которая обеспечивает эту изоляцию.

В докладе рассматривается операционная система VxWorks 653 фирмы Wind River, поддерживающая изоляцию приложений по стандарту ARINC 653 и сертифицируемая по стандарту DO-178.

Пример применения: VxWorks 653 выбрана NASA в качестве ОС для Полетного и Командного Компьютеров блока авионики IAU (Instrument Unit Avionics) ракет-носителей Ares I и Ares V.

Большое влияние на надежность программного обеспечения оказывает выбор языка программирования и его инструментальных средств. В докладе рассматривается инструментальный комплекс для разработки на языке Ada GNAT Pro Safety-Critical фирмы AdaCore, с помощью которого разрабатываются приложения для операционной системы VxWorks 653. В состав GNAT Pro Safety-Critical, кроме Ада-компилятора и сертифицируемых исполнительных библиотек, входят средства, применяемые при сертификации по DO-178, такие как верификатор стандарта кодирования, анализатор полноты тестового покрытия и анализатор трассируемости между исходным кодом и объектным кодом. Примеры применения языка Ada и комплекса GNAT Pro в отдельном докладе компании AdaCore.

О СЕТЕВОМ ПОДХОДЕ К ПРОЕКТИРОВАНИЮ ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫХ БОРТОВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ

Дорский Р.Ю., Каравай М.Ф., Синельников В.В.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

Сетевые технологии, характерные для коммутационных структур на плате и в мейнфрейм (mainframe) системах, начинают глубоко проникать на уровень кристаллов, сохраняя в них те же основные структуры и протоколы взаимодействия. В современных многопроцессорных системах пакетная передача данных на уровне кристаллов оказывается более удобной, надежной и производительной, чем обмен словами на уровне Процессор – Процессор или Процессор – Память. Коммутационные структуры являются главным системообразующим элементом любой архитектуры. С ними связано решение вопросов надежного информационного обмена, отказоустойчивости при выходе из строя абонентов сети (приборов, исполнительных устройств, процессоров, памяти, контроллеров и т.п.), возможности масштабирования размеров системы в зависимости от потребностей, простоты управления информационным обменом, отсутствия тупиков и конфликтов при прохождении информации по системе. Свои ограничения ставит проблема стоимости и реализуемости всех этих требований. Вопрос стоит о переходе к сетевому обмену между аппаратными ядрами системы. Для этого каждое ядро снабжается интерфейсной схемой для преобразования из последовательного кода в параллельный и наоборот. Подобным требованиям отвечает архитектура «идеальной» системной сети, построенной по идеологии квазиполного графа (симметричных комбинаторных блок-схем [block-designs]). При этом число каналов связи и портов n -узловой (n -абонентной) сети уменьшается в \sqrt{n} раз по сравнению с полным графом. Это совершенно новая уникальная возможность, позволяющая делать произвольные соединения типа «точка-точка». Она открывает возможности такого создания рабочей конфигурации, в которой исправные компо-

ненты могут браться из различных каналов машины. Сети этой структуры лучше всех остальных отвечают свойствам «идеальной» системной сети. В аппаратном плане такие возможности уже поддерживаются в вычислительных ядрах, ориентированных на взаимодействие по технологии SpaceWire. Задачу удастся сформулировать в виде проектирования высокопроизводительных отказоустойчивых минимальных систем коммутации в бортовых вычислительных и управляющих комплексах. Рассматриваемая топология, по существу, представляет собой оптимальный двухкаскадный коммутатор, который оказывается «почти» полным графом: для практических применений его можно рассматривать как полный граф. Почему квазиполный граф представляет такой интерес? В основном потому, что обладает всеми положительными характеристиками (логическими свойствами) полного графа, значительно проще и, что очень важно, в него можно бесконфликтно отобразить любую топологию – это бесценное свойство для производительности, отказоустойчивости и масштабирования. Имея логические возможности «каждый-с-каждым», можно произвольным образом «набирать» работоспособную конфигурацию из более мелких модулей, чем современная грань или канал. Разбиение на теперь уже «заменяемые» модули может варьироваться. В принципе, возможно и более мелкое разбиение (например, память как самостоятельный модуль). Все зависит от конструктивных возможностей. С точки зрения отказоустойчивости это очень перспективная возможность. Для бортовых комплексов рассмотрены четыре различных варианта проектирования сетевой структуры, различающихся степенью «мелкозернистости» представления вычислительных ядер. В одном из них, согласно теории, требуется реализация блок-схемы (21, 5, 1), т.е. допускающей до 21 абонента, при степени вершин графа сети равной пяти, при единственном пути от абонента к абоненту ($N=21, s=5, \sigma=1$). Подобные архитектуры обладают наивысшей безотказностью благодаря экономному расходованию исправных ресурсов.

О СЕТЕВОМ ПОДХОДЕ К ПОСТРОЕНИЮ ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫХ БЛОКОВ СИЛОВОЙ АВТОМАТИКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Дорский Р.Ю., Сальников А.Н.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

Блок силовой автоматики (БСА) состоит из: входного интерфейсного устройства (с вычислителем или без него), вторичных источников питания (ВИПы) и набора периферийных устройств (ПУ) для взаимодействия со смежными системами БСА.

В существующих разработках МОКБ «Марс» для повышения надежности БСА используется функционально-структурная избыточность, а именно: БСА представляет собой двух- или трехгранную структуру. Для питания каждой грани имеется собственный ВИП. Управление каждой гранью всех ПУ происходит по шинному внутриблочному интерфейсу. Используются различные схемы резервирования: три грани в «горячем» резерве с мажоритарным выходом, а также две или три грани с объединением по «ИЛИ» и «холодным» резервом. В схеме с объединением по «ИЛИ» при обнаружении отказа происходит переход на другую грань, а грань с обнаруженным отказом отключается. После отказа в другой грани БСА можно включить две грани и, выбирая командами по шинам оставшиеся исправные грани ПУ, парировать имеющиеся отказы. Отключение грани блока выполняется путем отключения ее ВИП.

БСА, построенные с использованием приведенных принципов, неплохо себя зарекомендовали, но имеют и недостатки. В первую очередь, информационная шина является источником ненадежности: при наличии на одной физической линии n абонентов интерфейса с интенсивностью отказов каждого λ , суммарная интенсивность отказов канала связи будет $n\lambda$ (без учета отказов физической линии). Проблема защиты линии связи от отказавшего абонента решена, например, в интерфейсе МКО (MIL-STD-1553В, ГОСТ Р 52070-2003). Для этого применены трансформаторы и защитные резисторы, но для внутриблочного интерфейса такая реализация является слишком сложной. Эта проблема от-

существует в радиальном интерфейсе, но он требует большого числа выходов входного интерфейсного устройства. Компромиссный вариант – сетевой интерфейс с древовидной топологией. Корень дерева располагается во входном интерфейсном устройстве блока.

Серьезным недостатком являются слишком крупные фрагменты резервирования и малое количество «перевязок». Использование разных частей резерва из одной и другой грани возможно только при обеих исправных шинах и при исправном питании обеих граней (сами ВИПы исправны, и нет отказов, приводящих к перегрузке ВИП). Предлагается, чтобы микросхема-интерфейсный узел одной грани одного устройства была абонентом двух интерфейсов – основного и резервного (двух сетей), тогда резерв устройств будет независимым от резерва интерфейса. Питание грани каждого ПУ следует сделать объединенным от двух ВИП, что даст независимость резерва устройств от резерва ВИП.

В предложенной структуре решается вопрос выключения питания неиспользуемых граней ПУ с целью исключения влияния отказавшего или перевода в «холодный» резерв для экономии ресурса. Источником команды включения является сетевой интерфейс, т.к. с включенными гранями ПУ периодически происходит обмен информацией. Если с интерфейсной микросхемой на входе грани ПУ в течение заданного времени нет обменов, она отключает грань ПУ от шины питания по сторожевому таймеру. Время срабатывания таймера должно быть много большим периода нормальных обменов, чтобы исключить неоправданно частую коммутацию питания. Аналогично должно происходить управление питанием промежуточных узлов дерева – разветвителей интерфейса. Интерфейс должен уметь активировать любой свой узел, и каждый узел, в том числе и каждая грань ПУ, должен содержать ключ коммутации своего питания.

Такой подход позволяет: строить БСА с более «мелкозернистой» структурой резервирования, иметь возможность управления питанием резерва через сетевой интерфейс, гибко управлять резервом, максимально экономить ресурс и эффективно использовать исправные элементы блока.

АППАРАТНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ ВЗАИМНОГО ИНФОРМАЦИОННОГО СОГЛАСОВАНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНТЕРФЕЙСА SPACEWIRE

Еремеев П.М., Лобанов А.В., Тарабаров П.А.

г. Москва, ОАО «НИИ «Субмикрон»

Взаимное информационное согласование (ВИС) является фундаментальной проблемой при организации сбое- и отказоустойчивых вычислений на основе репликации задач в многомашинных вычислительных системах в условиях возникновения враждебных неисправностей и необходимости введения динамической избыточности, включающей обнаружение случившихся проявлений неисправностей, их идентификацию по месту возникновения и типу (сбой, программный сбой или отказ), восстановление вычислительного процесса при сбоях и программных сбоях и управляемую деградацию (изоляция отказавших элементов и реконфигурацию системы с включением и вовлечением в совместную работу запасных элементов или управляемым снижением надежности при отсутствии таких элементов). Если каждая ЦВМ, участвующая в ВИС, имеет собственное значение согласуемой информации, то в результате ВИС в каждой из исправных ЦВМ, участвующих в ВИС, формируется одинаковый вектор согласованных значений, такой, что согласованное значение, соответствующее любой исправной ЦВМ, равно ее согласуемому значению. Согласованное значение, соответствующее неисправной ЦВМ, также одинаково во всех векторах исправных ЦВМ и может быть равным специальному значению NIL.

Модель враждебной неисправности ЦВМ является наиболее общей моделью и предполагает возможность произвольного поведения неисправной ЦВМ, включая его злонамеренность и неодинаковость по отношению к другим ЦВМ, взаимодействующим с неисправной. Использование такой модели неисправности при проектировании сбое- и отказоустойчивой полносвязной системы рассматриваемого вида, имеющей дуплексный канал связи типа SpaceWire между любой

парой ЦВМ, требует необходимого количества ЦВМ в системе равно-го $n=3m+1$, где m – допустимое количество неисправных ЦВМ, и количества раундов взаимобменов в ВИС $l=m+1$.

Для снижения требуемой аппаратурной и временной избыточности можно использовать другой вид ВИС – удостоверительное ВИС (УВИС): каждое сообщение, передаваемое между ЦВМ в процессе УВИС, включает удостоверитель (часть сообщения), соответствующий информационной части этого сообщения таким образом, что любая допустимая неисправность передающей ЦВМ нарушает это соответствие. Такое нарушение соответствия должно с высокой вероятностью обнаруживаться в ЦВМ, принимающей это сообщение. Такое УВИС требует числа ЦВМ в системе, равно-го $n=2m+1$, и одного раунда взаимобменов сообщениями.

Предлагаемая аппаратурная реализация УВИС содержит аппаратурные механизмы в каждой из ЦВМ, участвующих в УВИС, один из которых дополняет информационную часть каждого передаваемого в процессе УВИС сообщения его удостоверителем, а другой механизм проверяет каждое поступившее в процессе УВИС сообщение на соответствие его информационной части и прилагаемого удостоверителя. В случае несоответствия аппаратурно формируется соответствующий диагностический признак, который затем используется для обнаружения и идентификации случившегося в процессе ВИС проявления неисправности как по месту его возникновения, так и по типу. Все ВИС в процессе целевой работы системы составляют пронумерованную последовательность. Значения диагностических признаков, полученных в j -м УВИС в каждой ЦВМ, включаются в значение этой ЦВМ, согласуемое в $(j+1)$ -м ВИС. Это позволяет системе синхронно и согласованно обнаруживать и идентифицировать случившиеся проявления неисправностей.

ТЕХНОЛОГИЯ ГРАФКОНТ/ГЕОЗ АВТОМАТИЗАЦИИ ПРОЦЕССОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ВЕРИФИКАЦИИ УПРАВЛЯЮЩЕГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Калентьев А.А., Тюгашев А.А.

*г. Самара, СГАУ
tau797@mail.ru*

Проблема разработки высоконадежного управляющего программного обеспечения (ПО) реального времени для космических аппаратов (КА) является весьма актуальной и важной. Проблемы, возникающие в бортовых программах, к сожалению, регулярно приводят к потере дорогостоящих аппаратов, утрате результатов многолетнего труда больших коллективов, зачастую – международных, и другим тяжелым последствиям.

В общем составе бортового ПО КА весьма важную роль играют программы, обеспечивающие согласованное функционирование различных бортовых систем в ходе реализации КА той или иной функциональной задачи (могут иметь различные имена – управляющие алгоритмы, программы комплексного функционирования, макропрограммы интегрального управления). На данные программы ложится основная тяжесть реализации логики управления КА, они должны правильно синхронизировать протекающие процессы, парировать отказы бортовой аппаратуры (БА) и пр. Можно сказать, что они являются своего рода «дирижерами» в общем «оркестре» бортового ПО. Для программ-режимов характерен набор типовых операций. К ним могут относиться такие, как выдача команд на бортовую аппаратуру, опрос датчика (проверка индикатора), установка и проверка «флагов» в программной памяти, установка временного интервала для вызова программы менее высокого уровня иерархии в необходимое время и пр.

В Самаре, на базе Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева, на протяжении ряда лет по заказу ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» выполнялись работы по созданию комплексной автоматизированной технологии проекти-

рования бортовых управляющих алгоритмов реального времени – ГРАФКОНТ/ГЕОЗ. Технология поддерживается комплексом инструментальных программных средств, включающих поддержку разных этапов жизненного цикла управляющих программ и функционирующих под управлением комплексной визуальной среды разработки (IDE). Разработаны средства непротиворечивой точной спецификации требований к управляющим программам (с возможностью использования проблемно-ориентированного языка и визуального конструктора), реализован режим автоматической генерации управляющей программы с заданной логико-временной схемой, на различных языках программирования (ассемблеры БЦВМ, Си), автоматически строится часть программной документации, при этом обеспечивается строгое соответствие между программой и описывающими ее документами. Подсистема ГЕОЗ позволяет автоматизировать процессы отладки программ – с автоматической генерацией набора тестов, покрывающих все пути в управляющей программе, на специальном символьном языке отладки, и таблиц информационных и управляющих связей модулей. Идеология ГРАФКОНТ/ГЕОЗ основана на широком применении визуальных средств конструирования управляющих программ, автоматизированной проверке корректности спецификаций и стремлении к минимизации зависимости от уникального опыта и квалификации конкретного разработчика бортового ПО.

В настоящее время разрабатываются также прототипы визуальных средств проектирования и верификации макропрограмм интегрального управления для ОАО ИСС имени М.Ф. Решетнева.

МОДЕЛИ ОРГАНИЗАЦИИ СБОЕ- И ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫХ ВЫЧИСЛЕНИЙ В МНОГОКОМПЛЕКСНЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМАХ И СЕТЯХ ЦИФРОВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ МАШИН

Лобанов А.В., Сиренко В.Г.

г. Москва, ОАО «НИИ «Субмикрон»

lav@se.zgrad.ru

Рассматриваются необслуживаемые многомашинные вычислительные системы, имеющие следующие характерные особенности:

- 1) большое число взаимосвязанных ЦВМ без общей памяти;
- 2) распределенность управления и отсутствие централизованного управляющего органа;
- 3) высокая параллельность вычислений.

Под **неисправностью объекта** понимаются последствия любых явлений или действий, которые переводят объект в некоторое неисправное состояние. Под **репликацией** задач системы понимается параллельное выполнение копий одной и той же целевой задачи на n ЦВМ с взаимообменом копиями результатов и выбором из них правильной, с обнаружением и идентификацией возникающих неисправностей и управляемой деградацией при отказах в предположении, что из n ЦВМ только $m < n$ могут быть неисправными. **Комплекс** – группа всех ЦВМ, решающих копии одной и той же задачи. В **многокомплексной МВС** существуют несколько пронумерованных комплексов, которые решают разные задачи, обменивающиеся между собой информацией.

Под **обнаружением и идентификацией неисправностей** понимается фиксация факта возникновения неисправностей всеми исправными ЦВМ из заданного подмножества множества всех ЦВМ системы и формирования в каждой из этих ЦВМ одинаковых данных о характеристиках обнаруженных неисправностей. Наименьшим таким подмножеством является комплекс.

В докладе рассматриваются самые общие подходы, модели, ключевые определения и понятия, необходимые при проектировании

систем рассматриваемого вида, которые отражают «философскую» сущность таких систем: сложность, необходимость согласованной работы их элементов, практическая невозможность точных выводов о техническом состоянии системы, необходимость формирования этих выводов на основе принимаемых заранее и, возможно, не совсем точных критериев, а также необходимость уточнения этих критериев со стороны самой системы в процессе ее целевой работы, т. е. некоторая возможность к самообучению и самоадаптации таких систем к условиям применения.

Используемые модели делятся на следующие группы: 1) **структурно-диагностические**, 2) **диагностические**, 3) **алгоритмически-диагностические**, 4) **модели процессов идентификации**, 5) **модель процесса деградации**.

Приводится определение **описания системы**, которое должно находиться в памяти каждой ЦВМ каждого комплекса и которое должно быть одинаковым во всех исправных ЦВМ системы либо комплекса. На основании этого описания осуществляется синхронная и согласованная работа всех ЦВМ системы.

Приводится пример использования предлагаемых моделей при проектировании «сверху-вниз» многозадачной многокомплексной системы рассматриваемого вида.

ОРГАНИЗАЦИЯ СБОЕ- И ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫХ ВЫЧИСЛЕНИЙ В МНОГОКОМПЛЕКСНЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМАХ И СЕТЯХ ЦИФРОВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ МАШИН

Лобанов А.В., Сиренко В.Г.

г. Москва, ОАО «НИИ «Субмикрон»

lav@se.zgrad.ru

Рассматриваются необслуживаемые многомашинные вычислительные системы и сети ЦВМ, в которых параллельно решаются поступающие извне задания. Задание – это набор задач, обменивающихся

ся информацией. Для обеспечения сбое- и отказоустойчивости результатов используется репликация задачи: разные копии одной и той же задачи решаются на нескольких ЦВМ, образующих комплекс данной задачи, с взаимообменом копиями результатов и выбором из них правильного. Каждой задаче предписана степень сбое- и отказоустойчивости, определяющая допустимое количество одновременно неисправных ЦВМ в этом комплексе, при котором в каждой исправной ЦВМ данного комплекса должен быть получен правильный результат.

Факторы, затрудняющие проектирование рассматриваемых МВС: 1) необходимость использования самой общей **враждебной модели неисправности**, 2) отсутствие централизованных средств для управления или координации работы системы. В начальный период работы системы после ее начальной проверки на основе ее исправной части создается системный диспетчерский комплекс (**системный ДК**), осуществляющий функции ведения общесистемного времени, приема заданий из внешней среды, инициации и контроля их исполнения. Системный ДК при приеме задания, исходя из условий применения и состояния системы, решает **стратегические проблемы по планированию, организации и исполнению поступившего задания**: 1) определение структуры подсистемы данного задания, 2) создание сценариев решения отдельных задач и их совокупностей, 3) построение временных диаграмм внутрикомплексных и межкомплексных взаимодействий, 4) обеспечение межзадачной синхронизации, межкомплексного обмена и согласования информации, 5) распределение между комплексами функций по обеспечению заданной сбое- и отказоустойчивости, 6) качественная оценка и выбор наиболее приемлемых решений. Также системный ДК создает и инициирует **диспетчерский комплекс задания (ДКЗ)**, обладающий полной информацией о выполняемом задании и предстоящих условиях его применения, программно-аппаратных средствах выполнения задания, текущей стадии его исполнения. ДКЗ осуществляет: 1) инициацию задания и всех его задач по предписанным сценариям, 2) координацию и контроль решения отдельных задач и их связанных совокупностей, 3) прием от комплексов результатов диагностирования, выработку по ним необходи-

мых решений, их доведение до комплексов и контроль их исполнения, выполнение необходимой реконфигурации отдельных комплексов.

Системный ДК является ядром системы и должен обладать достаточной степенью собственной сбое- и отказоустойчивости, иметь все необходимые механизмы репликации и динамической избыточности. Аналогичными свойствами должен обладать каждый ДКЗ. После создания подсистемы исполнения задания ее участники приступают к выполнению **тактических задач**: каждый комплекс отчитывается перед ДКЗ о результатах собственных действий, а ДКЗ анализирует отчеты от комплексов, вырабатывает планы необходимых мероприятий по преодолению отклонений в поведении комплексов, определяет необходимую реконфигурацию комплексов и подсистемы в целом, передает комплексам необходимые указания и контролирует их исполнение, информирует системный ДК о ходе выполнения задания.

Системный ДК сообщает внешней среде о результатах выполнения задания с указанием причин в случае его невыполнения.

МЕТОД НАЧАЛЬНОЙ СИНХРОНИЗАЦИИ МНОГОМАШИННОЙ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Песикова О.В.

г. Москва, ОАО «НИИ «Субмикрон»

OlgaPesikova@ya.ru

Рассматривается задача начальной синхронизации в распределенных вычислительных системах, в которых отдельные ЦВМ, обменивающиеся между собой сообщениями, включаются в произвольной последовательности через произвольные промежутки времени. Система состоит из n пронумерованных от 1 до n ЦВМ и является полностью связной. При заданном допустимом количестве m враждебно неисправных ЦВМ необходимое число исправных ЦВМ системы должно одновременно перейти к выполнению целевой программы. Предлагается метод решения этой задачи.

Предполагается, что любая исправная ЦВМ должна включиться за конечное время, ЦВМ-получатель сообщения может определить ЦВМ-отправителя и каналы связи между ЦВМ широковещательные. Все ЦВМ сразу после включения попадают в цикл ожидания, в котором определяют момент синхронизации путем взаимообмена сообщениями. В этих сообщениях ЦВМ может отправлять либо первичный (*pulse1*), либо вторичный (*pulse2*) признаки синхронизации – двоичные значения 0 или 1. Сообщение, в котором передается признак синхронизации, содержит также информацию о том, какой это признак, первичной или вторичной синхронизации, и ЦВМ-получатель может это определить. В каждой ЦВМ зарезервирована память под хранение двух векторов: V_1 – вектора первичных признаков синхронизации, V_2 – вектора вторичных признаков синхронизации. Для i -й ЦВМ в векторе V_1 в элементе с номером j – $V_1[j]$ – хранится значение первичного признака, полученного от j -й ЦВМ (аналогично и для V_2). При инициализации для i -й ЦВМ $V_1[j]=0$, $V_2[j]=0$, если $j \neq i$, $V_1[j]=1$, $V_2[j]=1$, если $j=i$. Предполагается, что в любой исправной ЦВМ прием организован аппаратно таким образом, что если $V_1[j]=1$, $V_2[j]=1$, то нулевое значение туда уже не прописывается.

В предлагаемом методе учитываются временные задержки при обмене сообщениями. Для исправных ЦВМ величина такой задержки ограничена сверху некоторой константой δ , для неисправных ЦВМ такого ограничения не вводится. Сообщения *pulse1* или *pulse2* отправляются на каждом витке цикла ожидания с определенной периодичностью. Для исправных ЦВМ длительность этого периода также ограничена сверху некоторой константой ν , для неисправных ЦВМ опять же таких ограничений не вводится. В цикле ожидания все ЦВМ выполняют один и тот же алгоритм: если сумма элементов V_1 меньше $n - m + 1$ и сумма элементов V_2 меньше $n - 3m + 2$, то ЦВМ отправляет *pulse1*=1, иначе ЦВМ отправляет *pulse2*=1, при этом условие выхода из цикла – сумма элементов V_2 больше или равна $n - 2m + 1$. Отметим, что неисправные ЦВМ могут отправлять *pulse1*, *pulse2* как равные 1, так и 0, причем разным ЦВМ разные значения этих признаков. В предлагаемом методе доказывается, что при выполнении указанного

алгоритма, как минимум, $n - 2m + 1$ исправных ЦВМ выходят из цикла ожидания (переходят к выполнению целевой задачи) практически одновременно. Точность данного метода составляет не менее $2\delta + 2v$. Если какая-либо исправная ЦВМ включилась, но не синхронизировалась с остальными исправными ЦВМ, то она будет вечно находиться в цикле ожидания и никак не будет влиять на согласование информации между синхронизированными исправными ЦВМ. В методе также доказывается, что при заданном допустимом количестве неисправных ЦВМ $- m$, общее число ЦВМ в системе n должно быть не менее $4m + 1$.

НОВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ КАРТ КАРНО ДЛЯ СИНТЕЗА ЦИФРОВЫХ УСТРОЙСТВ БОРТОВОЙ АВТОМАТИКИ

Попов Б.Н.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

popov@mokb-mars.ru

В 1953 году Морис Карно предложил метод синтеза комбинационных логических схем на основе специальных карт, впоследствии названных его именем [1]. С тех пор данный метод вошел практически во все учебники по цифровой электронике. И если в начале он позволял оперировать лишь с булевыми переменными (0/1), то затем в качестве переменных стали использовать неопределенные состояния (X) и именованные переменные. Далее метод распространился и на синтез последовательностных схем. Действия при этом всегда проводились над состояниями, определяемыми клеткой или совокупностью клеток карт Карно. Однако, вследствие своей топологии, информативность карт Карно значительно выше. Предлагается использовать карты Карно для анализа и синтеза законов управления системой «Импульсный усилитель мощности (ИУМ) – электродвигатель». Они позволяют определить опасные режимы, приводящие к возникновению сквозных токов в стойках мостового ИУМ (π -коммутиция для трехфазного электродвигателя, рис. 1, а), и наоборот, с их помощью можно синтезиро-

вать энергосберегающие законы коммутации ($2\pi/3$ -коммутация для трехфазного электродвигателя, рис. 1, б).

Карты Карно с нанесенными переходами также могут использоваться для синтеза кодов со специальными свойствами. В качестве иллюстрации приведем карты Карно для шестиразрядных кодов Грея (рис. 2, а) и Джонсона (рис. 2, б), которые широко применяются в цифровых датчиках положения систем приводов.

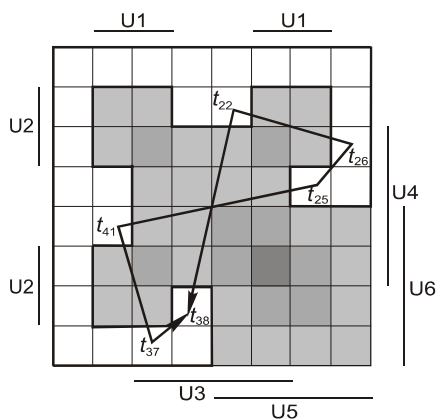


Рис. 1, а

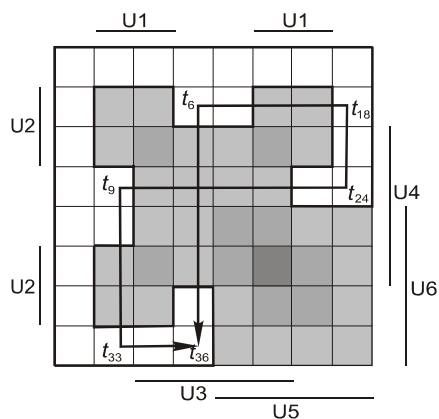


Рис. 1, б

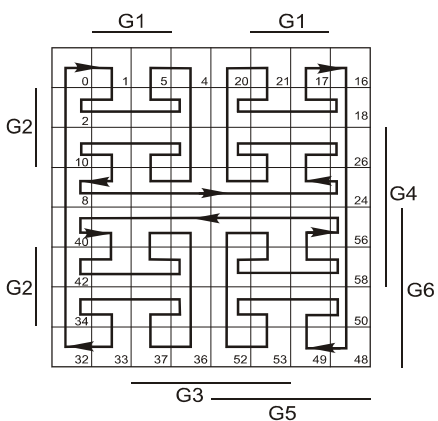


Рис. 2, а

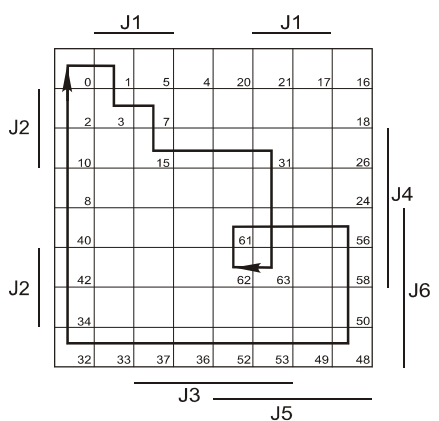


Рис. 2, б

Оба кода являются помехозащищенными. Таким образом, все переходы, как следует из рис. 2, *а, б*, относятся к подмножеству допустимых безопасных односторонних переходов, то есть параллельны сторонам карты Карно. Оба кода являются циклическими, то есть исходная и конечная комбинации, что подтверждает рис. 2, *а, б*, совпадают.

Литература:

1. M. Karnaugh «A Map Method for Synthesis of Combinatorial Logic Circuits» Transactions of AIEE, Communications and Electronics 72, part 1, November 1953, pp. 5.

АДА – ЯЗЫК ПРОГРАММИРОВАНИЯ КРИТИЧЕСКИХ СИСТЕМ И ПРИМЕРЫ ЕГО ПРИМЕНЕНИЯ В КОСМИЧЕСКИХ ПРОГРАММАХ

Рыбин С.И.*, Фофанов В.А.**

*г. Москва, *НИВЦ МГУ, **компания AdaCore
rybin@adacore.com, fofanov@adacore.com*

К сожалению, в российской программной индустрии сложился порочный круг: Ада-технологии не используются в промышленных проектах, поскольку они практически неизвестны как разработчикам, так и руководителям, принимающим ключевые технические решения. В результате для ВУЗов со стороны рынка отсутствует заказ на подготовку специалистов, владеющих Адой. Это приводит к тому, что в индустрию приходят новые люди, ничего не знающие об Аде. В то же время Ада является важным компонентом мировой программной индустрии, используемым при разработке встроенных систем, в том числе и в космической области, например:

- компоненты транспортных космических систем, такие как РН Ariane-5 и Vega, транспортный грузовой корабль ATV;
- спутниковые системы различного назначения, например ARGOS 4, серия Sentinel, Globalstar 2, TerraSAR X, TanDEM-X, Iridium, O3b, Meteosat и другие;

– система автоматических роботов-манипуляторов, используемая на МКС (разработчик – MacDonald Dettwiler).

Ада (ISO/IEC 8652) – единственный в настоящее время индустриальный язык программирования, основной целью создания и развития которого в течение без малого тридцати лет является обеспечение надежности больших долго живущих встроенных систем на всех этапах их жизненного цикла. На достижение этой цели направлены такие языковые механизмы, как четкий, ясный, легко читаемый синтаксис, строгая типизация с запретом неявных преобразований типа, механизм подтиповых ограничений, исключительных ситуаций, развитая модульность, позволяющая создавать иерархические библиотеки с полным контролем межмодульных связей, мощные средства создания защищенных абстракций, шаблоны, допускающие лишь корректные варианты своей конкретизации, элементы доказательного программирования и динамической верификации кода и многое другое. Ада является единственным индустриальным языком, предоставляющим развитые средства для создания и управления асинхронными процессами, не требующие использования системных библиотек.

Система программирования GNAT Pro является реализацией последней версии стандарта языка Ада в многоязыковой системе программирования gcc. GNAT Pro в течение многих лет успешно используется в разнообразных индустриальных проектах, предъявляющих критические требования к надежности программного обеспечения, в том числе и в Российской Федерации. GNAT Pro позволяет генерировать код для подавляющего большинства современных встраиваемых архитектур, в том числе разработанных в интересах космической отрасли архитектур LEON и ERC32. Помимо собственно реализации языка, GNAT Pro предлагает набор инструментов и технических решений, поддерживающих сертификацию создаваемого программного обеспечения на основе различных стандартов безопасности (DO-178B и др.), в том числе и стандартов ECSS (European Cooperation for Space Standardization).

МОДЕЛЬНО-ОРИЕНТИРОВАННЫЕ МЕТОДЫ ДЛЯ РАЗРАБОТКИ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Шлигерский А.Б.

г. Москва, Esterel-Technologies

alexander.shligerski@esterel-technologies.com

Роль программного обеспечения (ПО) в ответственных космических системах возрастает с увеличением объема реализуемых функций, сложности и требований к безопасности. Причем оценка безопасности ПО представляется значительно более сложной, чем оценка безопасности аппаратной части. По своей природе программа значительно сложнее аппаратуры (разнообразие входных значений, внутренние ветвления и т.п.), следовательно, надежность ПО ниже надежности аппаратуры и достигается большими затратами. Применение модельно-ориентированных методов позволяет значительно повысить надежность ПО и уменьшить затраты на всем жизненном цикле.

На стоимость системы влияют следующие факторы: неточное понимание исполнителем требований заказчика, позднее обнаружение ошибок и, как следствие, дорогой процесс внесения изменений. Человеческий фактор может также привести к появлению «лишних» функций. Их устранение возможно лишь на этапе верификации. Если получается провести верификацию на раннем этапе, например на уровне модели, то удастся значительно снизить затраты на разработку ПО.

В докладе будет рассмотрен весь жизненный цикл ПО: от написания системных требований, прототипирования и анализа безопасности системы до анализа структурного покрытия, генерации кода и функциональных тестов. Одним из способов автоматизации ряда технических приемов, обеспечивающих безопасность, является комплекс SCADe (Safety Critical Application Development Environment) французской фирмы Esterel Technologies. В основе комплекса SCADe лежит создаваемая и проверяемая разработчиком модель, из которой автоматически генерируется исходный код на языке C или ADA.

Почему инженер может быть уверен, что созданная модель будет вести себя так же, как и полученный из модели исходный код? Идентичность поведения исходного кода и модели достигается благодаря свойствам формального языка SCADe. Ключевое свойство модели и сгенерированного кода – детерминизм. Это значит, что при одних и тех же входных параметрах на выходе имеют место одни и те же результаты, то есть отсутствует неконтролируемая входная информация. Именно детерминизм обеспечивает возможность верификации на уровне модели. Для того чтобы гарантировать это важное свойство, модель должна обладать рядом качеств, которые будут подробно рассмотрены в докладе.

Кодогенератор SCADe KCG – единственный в своем роде генератор исходного кода, квалифицированный согласно самым строгим стандартам безопасности, таким как авиационный стандарт DO-178B уровня безопасности А, стандарт безопасности для железнодорожных систем EN 50128, стандарты атомной энергетики МЭК 60880 и МЭК 61508.

Пример применения: EADS Astrium применяет SCADe для разработки ПО системы мониторинга и безопасности автоматического грузового корабля ATV.

Секция 5

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

НОВЫЙ МЕТОД ЗАЩИТЫ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ОТ ВНУТРЕННЕЙ ЭЛЕКТРИЗАЦИИ

Абрамешин А.Е., Белик Г.А., Саенко В.С.

г. Москва, МИЭМ

vsaenko@inbox.ru

Внутренняя электризация бортовой аппаратуры космических аппаратов (КА) вызывается накоплением электронов, прошедших сквозь корпус КА и корпуса электронных блоков в диэлектриках электронных схем (ЭС). На основе анализа натуральных экспериментов, выполненных на КА CRRES (НАСА), установлено, что достаточный для электростатического разряда (ЭСР) флюенс электронов составляет всего $2 \cdot 10^{10}$ электронов/см² за 10 часов. ЭСР, происходящие из объема диэлектрика на кристалл полупроводникового прибора, или сигнальный проводник печатной платы приводят к выходу ЭС из строя, поэтому необходимо искать способы предотвращения таких ЭСР.

Прямым способом предотвращения возможных ЭСР в результате внутренней электризации является применение в составе бортовой электроники только нанопроводящих материалов. К нанопроводящим диэлектрикам мы относим диэлектрики с проводимостью, превышающей $10^{-9} \cdot 10^{-1} \cdot 10^{-1}$ Ом м. Нами экспериментально установлено, что диэлектрики, обладающие такой проводимостью, устойчивы к накоплению в своем объеме электронов, и в таких диэлектриках невозможны ЭСР при уровнях электронного облучения, соответствующих услови-

ям «наихудшего случая» при функционировании КА на любых околоземных орбитах.

Теперь к вопросу возможности применения таких диэлектриков в составе ЭС бортовой аппаратуры. Нами проведено компьютерное моделирование с целью определения влияния повышенной проводимости материала печатной платы и корпусов полупроводниковых приборов на рабочие характеристики простейшего импульсного устройства – мультивибратора. Результаты моделирования подтвердили возможность применения нанопроводящих диэлектриков. Нами был изготовлен макет мультивибратора из обладающего нанопроводимостью материала печатной платы и корпусов транзисторов. Экспериментальные исследования рабочих характеристик и уровня энергопотребления показали полную пригодность нанопроводящих материалов для использования в ЭС с частотой до 60 МГц.

Кроме того, нами были проведены экспериментальные исследования работоспособности сетевой карты персонального компьютера, когда все печатные проводники этой платы, предварительно освобожденные от слоя защитного лака, были покрыты толстым слоем модельного нанопроводящего диэлектрика. Было выполнено измерение скорости передачи данных между двумя ПК с использованием высокоскоростной сети передачи данных со скоростью 100 Мбит/с (технология Ethernet в локальной сети IEEE 802.3u Fast Ethernet). Целью измерений являлось определение влияния состояния печатной платы сетевой карты на скорость передачи данных. Эксперимент состоял из трех этапов:

1. Измерение скорости передачи данных для заводской сетевой карты.

2. Измерение скорости передачи данных для платы сетевой карты, освобожденной от слоя защитного лака.

3. Измерение скорости передачи данных для платы сетевой карты, освобожденной от слоя защитного лака, взамен которого был нанесен толстый (3 мм) слой покрытия из диэлектрика с проводимостью $10^{-9} \text{ Ом м}^{-1}$.

Результаты эксперимента показали одинаковые скорости передачи данных во всех трех этапах. Таким образом, показана принципиальная возможность применения стойких к электризации нанопроводящих диэлектриков в цифровых ЭС.

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ МЕТОД РЕДУКЦИИ ДЛЯ РАСЧЕТА НАВОДОК В БОРТОВОЙ КАБЕЛЬНОЙ СЕТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Абрамешин А.Е., Востриков А.В.

*г. Москва, МИЭМ
sanchs@inbox.ru*

О проблеме электризации космических аппаратов (КА) и связанных с ней электростатических разрядах (ЭСР) известно с 1970-х годов. Электромагнитные наводки, создаваемые ЭСР, вызывают сбои в работе бортовой радиоэлектронной аппаратуры КА, а интенсивные разрядные токи могут привести к необратимым повреждениям элементов аппаратуры. Основными рецепторами импульсных помех от ЭСР являются фрагменты бортовой кабельной сети (БКС), проложенные по внешней поверхности КА.

Для расчета величины наводок в БКС в МИЭМ разработана структурная электрофизическая модель (СЭМ) электризации КА и программное обеспечение (ПО) «Satellite-МИЭМ» для ее реализации. СЭМ КА – эквивалентная электрическая схема (ЭЭС) поверхности КА из сосредоточенных R , L и C элементов. Ядром для расчета картины растекания токов по поверхности является коммерческое ПО PSpice или аналогичное.

Сложные космические аппараты моделируются сеткой, состоящей из 100 000 и более узлов. Поэтому расчет картины растекания токов по конструкции аппарата при разряде занимает наибольшее время во всей процедуре определения наводок в бортовой кабельной сети. Время расчета достигает нескольких суток или недель на обычных компьютерах. Для ускорения расчетов нами разработан вычислительный метод редукции, основанный на новой вычислительной схеме (1):

$$[E_{22} + A_{21}(A_{11}^2)^{-1}A_{12}]\bar{U}_2 = [A_{21}(A_{11}^2)^{-1}(E_{11} + hA_{11})A_{12} + (E_{22} - hA_{22})]\bar{V}_2 + h[-A_{21}(A_{11}^2)^{-1}A_{11}\bar{Y}_1 + \bar{Y}_2]. \quad (1)$$

После ряда преобразований получим вычислительную схему, в которой вычисляются только $m \ll n$ коэффициентов вектора $\bar{X}(t)$:

$$(\bar{X}_2)_{i+1} = [C_1h + C_2](\bar{X}_2)_i + hC_3(\bar{Y}_2)_i. \quad (2)$$

Наибольшей проблемой в (1) является обращение числовой подматрицы A_{11} высокого порядка. Поскольку матрица A разрежена, предлагается преобразовать ее к треугольному виду с окаймлением с помощью метода определяющих величин.

Основные шаги преобразования вычислительной схемы от (1) к (2) путем преобразования матрицы A :

- 1) Преобразование матрицы A к треугольному виду с минимальным окаймлением.
- 2) Формирование блочной матрицы A , при этом A_{11} – нижне-треугольная подматрица порядка $(n \times n)$. Величина m является результатом преобразования матрицы.
- 3) Нахождение произведения $A_{21}(A_{11}^2)^{-1}$ путем решения системы линейных алгебраических уравнений: $(A_{21}(A_{11}^2)^{-1}) * A_{11}^2 = A_{21}$.
- 4) Перемножение оставшихся матриц в (1).
- 5) Потенциалы в узлах необходимой локальной области определяются как: $\bar{X}_1 = (-A_{11}^{-1}A_{12})\bar{X}_2$.

Сокращение трудоемкости построения вычислительной схемы после преобразования матрицы A составит примерно 5 порядков. Расчет по предложенной схеме крупногабаритного КА с помощью метода определяющих величин занимает теперь около 5,5 минут машинного времени. Предложенный метод применим для расчетов любых ЭЭС большой размерности, состоящих из R , L и C элементов.

ПРОБЛЕМЫ ЦЕЛОСТНОСТИ СИГНАЛА В ЭЛЕКТРОННОМ ОБОРУДОВАНИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Балюк Н.В., Кечиев Л.Н.

*г. Москва, МИЭМ
kln1940@gmail.com*

Глобальной тенденцией развития электронного оборудования летательных аппаратов является повышение быстродействия, которое реализуется как в более совершенных алгоритмах, так и в повышении быстродействия аппаратной части. Одной из важнейших проблем быстродействующей аппаратуры в последние годы является проблема обеспечения целостности сигнала, которая применительно к цифровой технике характеризуется расхождением между формами идеального сигнала и реального, который может быть получен экспериментально или путем моделирования. Нарушение целостности сигнала может привести к сбоям аппаратуры и нарушению функциональной безопасности.

На целостность сигнала бортовой аппаратуры влияет множество факторов, но важнейшими являются внутренние, связанные с качеством проектных решений линий передач, шин питания и заземления, и внешние, связанные с мощными электромагнитными воздействиями на летательные аппараты, вызванные источниками естественного и техногенного происхождения.

В докладе приводятся требования к обеспечению целостности сигнала в бортовой аппаратуре и пути реализации методов и средств по обеспечению целостности сигнала на стадиях проектирования печатных плат и кабельных соединений. Они включают реализацию заданных волновых сопротивлений, корректный выбор и установку развязывающих конденсаторов, управление полными сопротивлениями, управление сигналами дифференциальной и общей моды, специальные требования к конструированию дифференциальных пар.

При анализе влияния внешних воздействий дается характеристика этих воздействий, механизм влияния на целостность сигнала и приводятся методики проектирования экранирующих оболочек неод-

народной структуры (наличие апертур, точек проникновения коммуникаций).

Кратко описываются методы и средства испытаний и измерений летательных аппаратов на стойкость к мощным электромагнитным воздействиям.

Приводятся данные по стандартизации в рассматриваемой области.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ КАЧЕСТВОМ ИЗДЕЛИЙ КОСМИЧЕСКОГО ПРИБОРОСТРОЕНИЯ НА ОСНОВЕ МЕТОДА ВИЗУАЛИЗАЦИИ

Бойкачев В.Н., Дорошенко А.В., Хоменко В.В.

г. Москва, АНО «НТИЦ «ТЕХКОМ»

Techcom.space@gmail.com

Визуализация как научное направление включает в себя методы и средства идентификации и графического представления решаемых проблем, в данном случае – проблем управления космической техникой, основанные на способности человека видеть, понимать и анализировать изображения.

Современные достижения в области информационных технологий и средств отображения разнородной информации предоставляют широкие возможности и соответствующие технические и программные средства для эффективного анализа процессов функционирования сложных технических систем, контроля и управления их качеством путем сопоставления параметров работы моделей с техническими требованиями, заданными заказчиком.

Возможности анализа, оценки и управления качеством функционирования технических систем, которые дает применение методов визуализации, недостижимы с помощью классических методов. В качестве примера можно привести аварии при выведении на заданные орбиты космических аппаратов (КА), происшедшие в 2011 году по

причине разного рода невыявленных ошибок и сбоев в программах полетов. Данный пример указывает на большую актуальность внедрения методов и средств визуализации в процессы управления качеством бортовой радиоэлектронной аппаратуры КА на стадии наземной экспериментальной отработки, включая парирование заданных нештатных ситуаций, и проверки готовности к эксплуатации.

В последние годы визуализация все более широко применяется в науке, промышленности, медицине, на транспорте и в других отраслях, однако в ракетно-космической промышленности ее применение носит пока единичный характер, что отрицательно сказывается на качестве космической техники. В АНО «НТИЦ «ТЕХКОМ» анализ и контроль качества функционирования аппаратуры с помощью визуализации проходят уже более 15 изделий.

Основу проектируемых систем визуализации составляет мнемосхема, отображающая в режиме реального времени контролируемые объекты и системы в виде условных графических обозначений с указанием их состояния, индикацией текущего значения параметров технологического процесса и др.

Мнемосхема – это совокупность сигнальных устройств и сигнальных изображений оборудования и внутренних связей контролируемого объекта, размещаемых на технических средствах отображения (диспетчерских пультах, операторских панелях) или выполненных на персональном компьютере. Информация, которая выводится на мнемосхему, может быть представлена в виде аналогового, дискретного и релейного сигнала, а также графически.

На мнемосхемах отражается основное оборудование, сигналы, состояние регулирующих органов. Кроме того, подготавливается вспомогательный и справочный материал, расположенный в дополнительных формах отображения, с возможностями его максимально быстрого извлечения на экран (например, наименования электрических соединителей с временным расписанием сигналов).

Сегодня, когда внедрение технологий визуализации в космическом машиностроении только начинается, очень важно обеспечить

стандартизацию или унификацию применяемых для этих целей вычислительных систем и сред, совместимость форматов данных и протоколов обмена. В случае успешного решения данных проблем конечным пользователям не придется тратить значительное время на изучение и освоение методов работы с виртуальной средой, так как создаваемые системы будут более простыми, наглядными и адекватными.

Системы визуализации также найдут широкое применение и в образовательных процессах по космическим специальностям.

РЕАЛИЗАЦИЯ АЛГОРИТМА РАСЧЕТА ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭКРАНИРОВАНИЯ ДЛЯ НЕОДНОРОДНЫХ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ЭКРАНОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ CALS-ТЕХНОЛОГИЙ

Демский Д.В.

г. Москва, МИЭМ

Существующие методики расчета эффективности экранирования ориентированы в первую очередь на оценку эффективности экранирования для бесконечно протяженного экрана или для модели корпуса без каких-либо неоднородностей. В этих случаях полученные значения эффективности экранирования оказываются многократно завышенными, если расчет ведется для толщин материалов, превышающих на порядок и более толщину скин-слоя для расчетной частоты. В реальном корпусе всегда имеются те или иные неоднородности в виде аппретур, что приводит к еще большим расхождениям между расчетными значениями эффективности экранирования и реальными значениями.

При расчете неоднородных экранов необходимо учитывать различные типы отверстий, крепежные элементы, что сильно ухудшает эффективность экранирования. В результате большинство экранов не оптимизировано. Экраны получаются значительно толще, чем это в действительности необходимо, а эффективность экранирования может быть меньше заданной, к примеру, из-за диаметра отверстия. Для оптимизации конструкции экрана, с точки зрения эффективности экра-

нирования, необходимо применять при проектировании элементы CALS-технологий. Применение CALS-технологий позволяет существенно сократить объемы проектных работ, так как описания многих составных частей оборудования, машин и систем, проектировавшихся ранее, хранятся в унифицированных форматах данных сетевых серверов, доступных любому пользователю технологий CALS. А именно стандартизировать значения, получаемые с помощью аналитических формул расчета эффективности экранирования и передавать их в трехмерную модель экрана. Изменение значений входных параметров и получение оптимальных значений эффективности экранирования в расчетной программе влечет за собой изменение реальных габаритных значений экрана и элементов экрана.

Главная проблема современных CALS-технологий заключается в обеспечении единообразного описания и интерпретации данных, независимо от места и времени их получения в общей системе, имеющей масштабы вплоть до глобальных. Структура проектной, технологической и эксплуатационной документации, языки ее представления должны быть стандартизированными. Тогда становится реальной успешная работа над общим проектом разных коллективов, разделенных во времени и пространстве и использующих разные CAD/CAM/CAE-системы.

Предлагается программа для расчета эффективности экранирования для неоднородных электромагнитных экранов.

Для выполнения поставленной задачи в качестве языка программирования был выбран C++ Builder.

Таким образом, в работе реализована автоматизированная методика по расчету эффективности экранирования неоднородного экрана, оптимизирована конструкция экрана и достигнуто оптимальное соотношение цена/эффективность экранирования.

Намечена следующая перспектива развития программного продукта: усовершенствование вычислительных процедур, развитие базы данных по материалам, построение экспертной системы, создание сетевой версии продукта.

ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС ФУНКЦИОНАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ УАР КЛАССА «ВОЗДУХ-ВОЗДУХ» МАЛОЙ ДАЛЬНОСТИ

Захаров И.В.

г. Москва, МАИ

il-ya-zakharov@yandex.ru

Реализация специального режима контроля в ряде современных систем контроля часто приводит к потерям информации о перекрестных и последовательных связях в каналах управления УАР, и о качестве функционирования ее датчиков. Наиболее остро указанные проблемы проявились для УАР класса «воздух-воздух» малой дальности, так как они реализуют наиболее напряженные режимы наведения на цель. Решение указанной проблемы возможно на основе использования методов функционального контроля, связанного с приведением контура системы управления УАР в естественное состояние функционирования с подачей внешних воздействий на корпус УАР в щадящем режиме. Для этого разработан программно-аппаратный комплекс функционального контроля.

Структура программно-аппаратного комплекса функционального контроля УАР класса «воздух-воздух» малой дальности включает следующие элементы:

- система управления УАР;
- стенд гармонических колебаний (СГК) с сигнальным потенциометром;
- аппаратура электропневмопитания и коммутации;
- устройство контроля.

Система управления УАР является собственно объектом контроля (ОК).

СГК предназначен для механического воздействия на корпус УАР и расположенную в нем систему управления.

Сигнальный потенциометр предназначен для выдачи сигнала текущего углового положения корпуса УАР. Аппаратура электропнево-

питания и коммутации предназначена для приведения системы управления УАР в состояние нормального функционирования и подачи разовых команд.

Устройство контроля включает в себя многоканальный аналого-цифровой преобразователь и программный модуль, в котором реализованы математическая модель системы управления УАР (идеальная система управления), устройство сравнения и блок принятия решений. Устройство контроля – предназначено для выявления рассогласования параметров динамических процессов в системе управления исследуемой УАР и ее модели, и определения отказов датчиков системы управления.

Математическая модель и алгоритмы функционального контроля реализованы в указанных устройствах с помощью пакета SIMULINK программной среды MathLab.

Методика проведения функционального контроля системы управления УАР с использованием программно-аппаратного комплекса предполагает подачу совокупности команд на ОК для приведения его в работоспособное состояние, формирование требуемого состояния «сквозного» контура системы управления УАР и подачу на ОК внешних воздействий. Принятие решения о годности ОК осуществляется на основе норм подобия модели ОК и самого ОК по несоответствию выходных сигналов при идентичных структуре контура и входных сигналах.

Использование программно-аппаратного комплекса функционального контроля системы управления УАР в современной системе технической эксплуатации дает дополнительный точный инструмент, расширяющий круг наблюдаемых технических состояний подсистем УАР, позволяющий принимать гибкие решения о смене режимов эксплуатации УАР.

НАЗЕМНАЯ ОТРАБОТКА БОРТОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В МОКБ «МАРС»

Иодко Г.С., Юрьева А.В.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

Наземная отработка взаимодействия программного обеспечения и аппаратуры БКУ КА в МОКБ «Марс» проводится по представленной ниже схеме.



Необходимость такого подхода диктуется жесткими требованиями, предъявляемыми к надежности БКУ, а для алгоритмических ошибок возможностью корректировки ПО при эксплуатации с условием жестких ограничений условий перезагрузки ПО через НКУ.

Проведение комплексных испытаний на заключительном этапе наземной отработки позволяет провести тестирование БКУ на аппаратуре, идентичной летному комплекту, дает возможность отработать взаимодействие подсистем и выявить алгоритмические и программные ошибки.

Преимущества такого подхода:

- выявление ошибок в алгоритмах, проявляющихся только при взаимодействии заложенного ПО с реальной аппаратурой;
- возможность исследования запасов живучести БКУ, а также выявление возможных вариантов развития событий при непредусмотренных нештатных ситуациях;

- возможность поиска оптимальных способов парирования нештатных ситуаций;
- обеспечение требуемого качества и, в конечном итоге, сокращение сроков наземной отработки БКУ и ее стоимости.

Выявленные проблемы:

- качество комплексной отработки находится в прямой зависимости от тщательности проработки программы испытаний;
- для БКУ конкретного КА необходима разработка и доработка имитаторов соответствующих смежных систем и перекомплектация комплексного стенда для различных КА;
- качество проведения работ на комплексном стенде определяется несколькими факторами: оптимальным расположением оборудования; удобным для оператора интерфейсом, позволяющим выводить на одном рабочем месте необходимые параметры во время проведения испытаний; наличием для разработчиков алгоритмов графических методов обработки больших потоков телеметрической информации.

СВЯЗАННЫЕ ТЕПЛОВЫЕ И НАДЕЖНОСТНЫЕ РАСЧЕТЫ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ

Иосипенко С.В., Рудковский Д.М.

г. Москва, ФГУП «ЦНИИХМ»

dimond20@mail.ru

При разработке бортовой аппаратуры летательных и космических аппаратов (далее – БА) особое внимание уделяется повышению ее надежности. Расчет значений показателей надежности (ПН) БА осуществляется на всех этапах проектирования и экспериментальной отработки. Основным показателем надежности БА является ее эксплуатационная интенсивность отказов I_3 , которая определяется как отношение количества отказов за единицу времени. Эксплуатационная интенсивность отказов радиоэлектронной БА в основном определяется отказами электрорадиоизделий (ЭРИ) и их паяными соединениями (ПС).

Расчет эксплуатационной интенсивности отказов ЭРИ и ПС на этапе проектирования БА проводится согласно различным справочникам по надежности (американский MIL-HDBK-217F, отечественный «Надежность электрорадиоизделий» и др.). В состав I_3 ЭРИ входят коэффициенты, учитывающие температуру ЭРИ, его электрическую нагрузку, степень интеграции и т.д. Для ПС I_3 в основном определяется усталостными напряжениями, обусловленными циклическими изменениями температуры ЭРИ и печатной платы, а также различием их коэффициентов теплового расширения. Из вышесказанного можно сделать вывод, что тепловое состояние ЭРИ играет значительную роль в надежности БА. Например, согласно американскому справочнику по надежности ЭРИ MIL-HDBK-217F, интенсивность отказов низкочастотного диода прямо пропорциональна температурному коэффициенту, величина которого для температур $+55^\circ\text{C}$, $+65^\circ\text{C}$, $+70^\circ\text{C}$ составляет соответственно 5; 8,1; 10. Следовательно, расчетная ошибка при определении температуры в $10\text{--}15^\circ\text{C}$, может вызвать увеличение интенсивности отказов ЭРИ практически в два раза, что в свою очередь может уменьшить проектное время безотказной работы БА. С другой стороны, проведение точных тепловых расчетов с глубокой детализацией ЭРИ (вплоть до кристалла) – сложная инженерная задача, занимающая много времени как на создание модели, так и на ее корректировку и сам расчет. Следовательно, в условиях сильно ограниченного времени, выделяемого на проект, необходимо найти баланс между степенью детализации модели, ее достаточностью для формирования исходных данных для расчета надежности и временем, необходимым для внесения изменений и проведения расчета.

В докладе рассмотрена ошибка определения эксплуатационной интенсивности отказов типовых приборов, разрабатываемых во ФГУП «ЦНИИХМ», при различной глубине детализации ЭРИ. Кроме того, приведена оценка того, какая доля в полученной ошибке приходится на соответствующий тип ЭРИ. На основании полученных данных сформулированы критерии, выполнение которых позволяет проводить расчет надежности типовых приборов, используя данные упрощенного теплового расчета.

**ИСПЫТАТЕЛЬНАЯ АППАРАТУРА ДЛЯ ГИВУС:
ПРИМЕНЕНИЕ АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ
ФИРМЫ NATIONAL INSTRUMENTS**

Карпов П.Е., Косякин Н.И., Чупова А.В.

*г. Москва, филиал ФГУП «ЦЭНКИ»
«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»
05@niipm.ru*

При проведении испытаний гироскопических приборов необходимо задавать режимы работы прибора и производить высокоточные длительные автоматизированные измерения выходных параметров. Кроме того, необходимо обеспечить компактность и гибкость аппаратуры, так как испытания приборов могут проводиться на разных предприятиях – например, проведение приемо-сдаточных испытаний или проведение входного контроля приборов.

Для упрощения метрологического сопровождения аппаратуры, снижения трудоемкости при ее разработке и изготовлении рационально использовать покупные измерительные средства. Однако использование традиционных приборов является нецелесообразным ввиду большого количества одновременных измерений и сложности в синхронизации – управлении измерительными приборами, приеме и регистрации результатов измерений в условиях реального времени.

В нашем случае для решения поставленных задач разработана контрольно-испытательная аппаратура (КИА), в основе которой лежит модульная система, построенная на базе компьютерной платформы PXI фирмы National Instruments (NI). Данная система представляет собой компактный, мобильный и полнофункциональный модульный комплекс, состоящий из необходимого набора измерительных модулей различного назначения и промышленного контроллера, работающего под управлением операционной системы (ОС) Windows и ОС реального времени LabVIEW Real-Time. ОС реального времени используется для реализации автономной работы (без клавиатуры, мыши, монитора) и создания высоконадежных приложений, требующих точного

соблюдения временных интервалов при выполнении процедур внутри программы. Все измерительные модули поставляются с готовым набором программных библиотек (драйверов), благодаря чему упрощается их настройка и использование. Для точной синхронизации работы модулей используются встроенные системы синхронизации и запуска.

С учетом вышеизложенного, одной из основных задач при разработке КИА является проблема сопряжения модульной системы фирмы NI с гироскопическим прибором. Это реализуется в блоке сопряжения с прибором, который обеспечивает формирование и преобразование цифровой информации, а также трансляцию, коммутацию и согласование уровней измерительных сигналов. С точки зрения КИА испытание прибора представляет собой фиксированную последовательность проводимых проверок, которая может уточняться непосредственно при испытаниях. При этом многофункциональность измерительных модулей и гибкость разрабатываемого программного обеспечения в среде NI LabVIEW позволяет реализовывать возникающие изменения без серьезных производственных затрат.

Таким образом, КИА обеспечивает необходимую точность измерений, синхронизацию и оперативное преобразование аппаратуры для проведения различных типов испытаний при минимуме временных и производственных затрат.

ОДНА СХЕМА ГАЛЬВАНИЧЕСКОЙ РАЗВЯЗКИ С НИЗКИМ УРОВНЕМ ПОМЕХ

Кечиев Л.Н., Кузнецов В.В.

*г. Москва, МИЭМ
ra3xdh@mail.ru*

При построении различных электронных устройств возникает задача построения усилителей постоянного тока (УПТ) с гальванической развязкой.

Поставленная задача может решаться несколькими способами. Из литературы известны реализации с применением системы модуля-

тор-демодулятор или с применением АЦП. Недостатком всех подобных схем является просачивание частоты несущей во входную цепь. В некоторых случаях это является недопустимым, так как не обеспечивается электромагнитная совместимость.

От указанного недостатка свободны схемы с применением гальванической развязки на базе диодной оптопары. В таких схемах отсутствует паразитное просачивание несущей частоты во входную цепь.

Непосредственное включение оптопары между двумя каскадами УПТ обеспечит низкую линейность усиления. Для повышения линейности УПТ применяется включение второй оптопары в цепь отрицательной обратной связи.

Прототипом разработанного УПТ с опторазвязкой с дифференциальным входом является УПТ на операционном усилителе (ОУ), описанный в паспорте на оптопару HCNR200. Отличием разработанной схемы от прототипа является использование дифференциального входа. Схема разработанного УПТ показана на рис. 1.

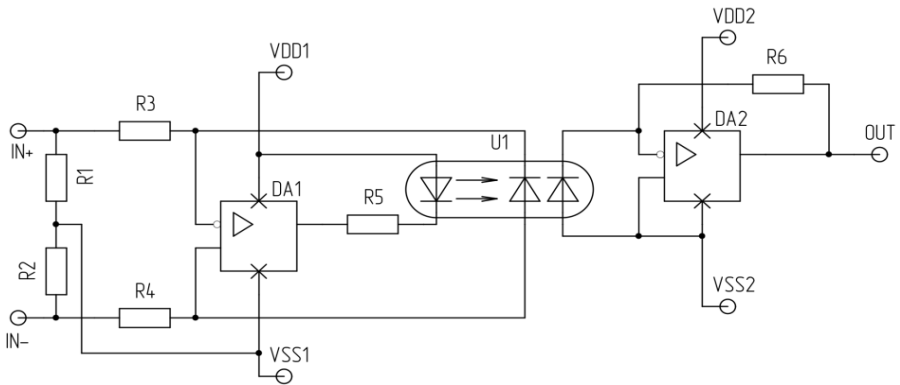


Рис. 1. Схема электрическая принципиальная УПТ с опторазвязкой

На схеме обозначено:

VDD1, VSS1 – напряжение питания входной ступени;
 VDD2, VSS2 – напряжение питания выходной ступени;
 IN+, IN- – входы УПТ; OUT – выход УПТ.

В ходе исследований был изготовлен макет УПТ. В результате проведенной работы была разработана схема УПТ с гальванической развязкой на диодных оптопарах. Достоинством разработанной схемы является отсутствие просачивания тактовой частоты во входную цепь, т.к. преобразования постоянного тока в переменный здесь отсутствует. Недостатком данного УПТ является линейность меньшая, чем у схем с использованием АЦП.

СИСТЕМЫ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ПРИБОРОВ В ПРОСТРАНСТВЕ НА БАЗЕ МНОГОГРАННЫХ УГЛОВ

Корнюхин А.В., Нагаев И.А.

*г. Москва, филиал ФГУП «ЦЭНКИ»
«НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова»
05@niipm.ru*

При проведении испытаний гироскопических приборов требуется точное задание и длительное поддержание заданного углового положения в пространстве. Для решения данной задачи в настоящее время используются двухкоординатные наклонно-поворотные приспособления на базе карданных подвесов, которые сложны и трудоемки в производстве, а также двух- и трехосные имитаторы движения. Нами предложены и уже используются в НИИ ПМ системы позиционирования приборов в пространстве на базе многогранных углов.

Примером одной из таких систем может быть трехпозиционное наклонно-поворотное устройство (НПУ) на базе многогранного угла. Конструктивно НПУ выполнено в виде трехгранного угла, у которого все грани ортогональны друг другу, а при его вершине – шаровая опора. На одной из граней с внутренней ее стороны установлены опоры для установки (крепления) прибора. Прибор устанавливают таким образом, чтобы его центр масс был расположен на линии, проходящей через центр шаровой опоры и равноудаленной от граней НПУ, со сбалансированностью нагрузки на все опоры НПУ и относительно оси вращения одноосного имитатора движения, совместно с которым ис-

пользуется рассматриваемое НПУ, тем самым обеспечивая сбалансированность данной системы. Каждая грань с внешней стороны имеет две регулируемые по высоте сферические опоры для выставки в горизонтальное или вертикальное положение установочной плоскости под прибор, при этом шаровая опора дополнительно используется при перевороте НПУ на другую грань – развороте прибора на 90° , как скользящая опора, позволяющая более плавно переворачивать прибор с меньшей физической нагрузкой на обслуживающий персонал. Выставка положения установочной плоскости под прибор осуществляется по индикаторным средствам, закрепленным на гранях НПУ, с точностью 10".

К достоинствам данной системы можно отнести: простоту в изготовлении, низкие затраты на производство и обслуживание, долговечность и практичность, точность и стабильность позиционирования, отсутствие ложных положений, жесткую фиксацию, контроль выставленного положения, безопасность при работе.

На данную конструкцию системы позиционирования была подана заявка № 2011114568/28(021661) на выдачу патента в Федеральный институт промышленной собственности (ФИПС). На сегодняшний день данная заявка ФИПСом рассмотрена и согласована формула заявленного изобретения.

СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ С АНАЛИТИЧЕСКОЙ ОЦЕНКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭКРАНИРОВАНИЯ НЕОДНОРОДНОГО ЭКРАНА

Марченко М.В., Фомина И.А.

г. Москва, ФГУП МОКБ «Марс»

office@mars-mokb.ru

В докладе рассмотрены особенности моделирования типового корпуса блока, имеющего различного рода апертуры, и применение для них аналитических оценок эффективности экранирования.

Для численного расчета модели корпуса с группами отверстий различных форм был использован метод конечных элементов, который позволяет рассчитать характеристики систем в широком диапазоне частот с высокой разрешающей способностью, в результате чего исключается возможность потери острых резонансных пиков. Полученные в результате моделирования значения эффективности экранирования для различных групп апертур сравнивались со значениями, рассчитанными с помощью коэффициентного метода.

В общем виде эффективность экранирования неоднородного экрана описывается формулой:

$$S_{ap} = A_{ap} + R_{ap} + B_{ap} + K_{ap1} + K_{ap2} + K_{ap3}, \text{ дБ},$$

где A_{ap} – потери на поглощение одиночной апертуры; R_{ap} – потери на отражение одиночной апертуры; B_{ap} – поправочный коэффициент отражения одиночной апертуры; формула учитывает влияние расположения большого числа отверстий на единицу площади K_{ap1} , изменение толщины скин-слоя на низких частотах K_{ap2} и эффект близости отверстий на высоких частотах K_{ap3} .

Применение численного моделирования, в отличие от аналитической оценки, дает более точные результаты, поскольку в данном случае рассматривается более точная геометрическая модель корпуса блока с различными апертурами, особенности которых не учитываются в аналитическом расчете. Численный метод конечных элементов позволяет учесть резонансные явления, возникающие в неоднородностях экрана. При общей эффективности экранирования более 40 дБ (что характерно практически для любых применяемых конструкций блоков) аналитические оценки могут существенно расходиться с наблюдаемыми на практике результатами, в таких случаях рекомендуется применять численное моделирование неоднородных экранов.

НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ ТРАЕКТОРНЫХ ИСПЫТАНИЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ОБРАЗЦОВ ТЕХНИКИ В НАЗЕМНЫХ УСЛОВИЯХ

Морозов О.О.

г. Тула, ТулГУ

omo@sau.tsu.tula.ru

В настоящее время неперенным условием обеспечения достоверности и точности результатов моделирования ЛА в наземных условиях является организация нестационарных траекторных испытаний.

Данная задача как воспроизведение программных изменений чисел Маха на входе в рабочую часть (РЧ) аэродинамической трубы (АТ) осуществляется в системе, включающей газодинамическую (форкамера, управляемое сопло (УС)), механическую (подвижные стенки УС с кинематикой, регулирующая задвижка (РЗ)) и электромеханическую (исполнительные приводы УС и РЗ) части.

Замкнутая математическая модель (ММ) такой системы описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений в обыкновенных производных, с переменной структурой в зависимости от режимов течения моделируемого потока.

Реализация расчетного режима течения на срезе УС АТ требует векторного управления физически взаимосвязанными параметрами потока.

Исходная ММ системы нормализована, а полученные при этом условия физического подобия управляемых процессов в виде совокупности симплексных и комплексных соотношений позволили в дальнейших исследованиях получить в обобщенном виде основные закономерности, связанные с воспроизведением заданных нестационарных условий моделирования для АТ кратковременного действия.

Синтез программных управлений числом Маха на выходе сопла решается на основе комплексного использования двух подходов: принципа обратных задач динамики и теории устойчивости на конечном интервале времени.

Несомненный интерес представляют задачи выявления допустимого многообразия законов изменения параметров потока, реализуемых для АТ данного класса и обеспечения требуемой точности траекторных испытаний.

Понимая эти вопросы как практическое выражение достаточных условий осуществимости программных режимов моделирования, рассмотрена возможность формирования последних с использованием необходимых и достаточных условий устойчивости движения на конечном интервале времени в смысле Г.В. Каменкова, что позволило:

- для наперед заданной программы изменения параметров потока осуществлять априорную проверку ее реализуемости;
- корректировать заданную программу испытаний для обеспечения ее реализуемости на конкретной установке;
- осуществлять поиск параметров установки, обеспечивающих реализацию заданной программы испытаний;
- реализовать дискретный алгоритм управления с нестационарным тактом квантования, исключающий возбуждение потока.

Для физического воспроизведения управляющих воздействий построен обобщенный цифровой регулятор-здатчик, позволяющий в комплексе с программным обеспечением образовать автоматизированную натурно-модельную систему научных исследований на базе АТ, или автоматизированный пункт траекторных испытаний.

ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ БОРТОВЫХ РЕКОНФИГУРИРУЕМЫХ ЭЛЕКТРОННЫХ СРЕДСТВ

Тихменев А.Н.

г. Москва, МИЭМ

a.tihmenev@gmail.com

Работа направлена на создание методики и программного обеспечения исследования надежности электронных средств (ЭС) методом имитационного моделирования (ИМ). В ходе работы проанализирова-

ны методы ИМ, программное обеспечение и специфика их применения к исследованию надежности ЭС с реконфигурируемой структурой.

Для реконфигурируемых ЭС характерно наличие функциональных компонентов и производящих их реконфигурацию управляющих контроллеров. Такая структура используется с целью повысить эффективность функционирования компонентов в составе ЭС, снизить их износ путем подключения только на время, необходимое для выполнения функциональных задач, и повысить общую эффективность выполнения задач ЭС. В работу реконфигурируемых ЭС включают алгоритмы динамического изменения структуры при отказе отдельных компонентов, тем самым решают задачи по повышению надежности ЭС.

Традиционно применяемый аналитический расчет показателей надежности к реконфигурируемым системам применим только для оценки показателей надежности по нижней границе. Поэтому было решено применить методы ИМ, которые позволяют снизить трудоемкость и повысить точность расчетов за счет отказа от упрощений, обычно необходимых при использовании аналитических методов.

Методология ИМ предполагает создание модели исследуемого процесса и ее решение с применением ЭВМ, в рамках данной задачи для решения модели был применен метод Монте-Карло.

Исходными данными для расчета являются модели отказов компонентов, входящих в ЭС, и алгоритм реконфигурации, по которым строится модель структуры ЭС. Над моделью проводятся имитационные эксперименты, в ходе которых собирается статистика о показателях надежности. После проведения экспериментов собранная статистика обрабатывается, анализируется, и делается заключение о соответствии исследуемой структурной схемы предъявленным требованиям по надежности.

Разработанная модель компонента допускает описание счетного количества режимов работы (отличающихся законами распределения), параллельное протекание нескольких процессов во время функционирования компонента (наличие нескольких типов отказов). Для групп компонентов (блоков) также допускается наличие счетного ко-

личества конфигураций, каждой из которых определяются отдельные критерии отказов и правила изменения конфигурации.

Модель ЭС состоит из совокупности законов распределения, моделей компонентов, критериев отказов, алгоритмов реконфигурации ЭС. Таким образом, задав начальное состояние компонентов и блоков, возможно провести имитационный эксперимент и, многократно повторив его, определить показатели надежности исследуемого ЭС.

С целью проверки адекватности моделей и алгоритмов проведения эксперимента было проведено моделирование различных ЭС и верификационные расчеты в системе *MathCAD*. На основании верификационных расчетов можно сделать вывод об адекватности созданной модели и использованных алгоритмов. Экспертные оценки специалистов в области надежности подтвердили перспективность применения метода при проектировании ЭС с реконфигурируемой структурой.

СПИСОК АВТОРОВ

| | | | |
|----------------------|------------|----------------------|---------------|
| Абрамешин А.Е. | 160, 162 | Гордеева С.В. | 133 |
| Акулов А.И. | 81 | Горячев А.Ф. | 27 |
| Алексеева Е.Ю. | 38 | Горячев О.В. | 56, 96 |
| Антонова М.В. | 81 | Григорьева О.Л. | 134 |
| Апарин Ю.Я. | 54 | Григорян Э.А. | 98 |
| Ашарина И.В. | 126, 128 | Гришин В.Ю. | 135 |
| Бабиевский Д.А. | 129 | Гультаев А.В. | 99 |
| Бабичев В.И. | 56 | Гусев Е.В. | 137 |
| Баландин А.И. | 82, 84, 85 | Демский Д.В. | 167 |
| Балюк Н.В. | 164 | Демьянов А.В. | 139 |
| Барышников К.О. | 82, 84, 85 | Деревянкин А.В. | 12 |
| Белик Г.А. | 160 | Джанджгава Г.И. | 57 |
| Бодунов Б.П. | 87 | Динеев В.Г. | 16 |
| Бойкачев В.Н. | 165 | Дишель В.Д. | 12 |
| Бордачев Д.А. | 88 | Добрынин Д.А. | 18, 19 |
| Борисов М.В. | 90 | Дорошенко А.В. | 165 |
| Бусурин В.И. | 93 | Дорский Р.Ю. | 133, 141, 143 |
| Быков А.К. | 12 | Дубинин А.В. | 101 |
| Васильева Ю.С. | 95 | Дудко И.Л. | 103 |
| Володин В.Д. | 11 | Дудко Л.А. | 98, 103 |
| Востриков А.В. | 162 | Дьячук А.К. | 59 |
| Гагарин Ю.А. | 131 | Евсеев М.П. | 105 |
| Герасимов Г.И. | 57 | Еремеев П.М. | 135, 145 |
| Глумов В.М. | 14 | Ермилов А.С. | 21 |

| | | | |
|----------------------|----------|------------------------|-------------------------|
| Ермилова Т.В. | 21 | Козорез Д.А. | 112 |
| Ефимов А.А. | 16 | Константинов Д.Ю. | 115 |
| Ефромеев А.Г. | 107 | Константинов С.В. | 62 |
| Жегалин И.И. | 109 | Конюк Д.М. | 67 |
| Заведеев А.И. | 18, 23 | Коптенков М.И. | 82, 84, 85 |
| Захаров И.В. | 169 | Корнюхин А.В. | 109, 177 |
| Зборошенко А.Н. | 24, 25 | Коршунов А.С. | 113 |
| Зборошенко В.Н. | 27 | Косарев В.А. | 62 |
| Звей Нэй Зо | 93 | Косинский М.Ю. | 30 |
| Иванов Е.Г. | 61 | Кособоков В.Н. | 134 |
| Изотов Д.Б. | 67 | Коссов Е.В. | 69 |
| Иодко Г.С. | 171 | Косякин Н.И. | 174 |
| Иосипенко С.В. | 172 | Кравченко П.П. | 70 |
| Казаков Б.А. | 88 | Кравчук С.В. | 19, 67 |
| Казарьян А.В. | 93 | Крайнов А.К. | 67 |
| Калентьев А.А. | 147 | Красильщиков М.Н. | 112 |
| Каманин В.В. | 61 | Кружков Д.М. | 112 |
| Каннер М.Г. | 62 | Крылов Н.В. | 90 |
| Каравай М.Ф. | 141 | Кувшинов В.С. | 72 |
| Карева Е.М. | 65 | Кузнецов В.В. | 175 |
| Карпов П.Е. | 174 | Кушалов С.В. | 67 |
| Кветкин Г.А. | 110 | Лазарев Н.И. | 18 |
| Кечиев Л.Н. | 164, 175 | Лазиков Д.В. | 73, 75 |
| Кобельков В.Б. | 112 | Лащев А.Я. | 32 |
| Ковалев А.Ю. | 18, 23 | Лобанов А.В. .. | 126, 128, 145, 149, 150 |
| Ковальский В.С. | 28, 30 | Лобанов В.С. | 27 |
| Ковальчук В.А. | 67 | Логачев А.И. | 116 |

| | | | |
|------------------------|-----|------------------------|----------------|
| Луняков С.В. | 34 | Пролетарский А.В. | 38 |
| Ляпунов В.В. | 67 | Пучков А.М. | 65, 78 |
| Макрушин А.П. | 76 | Реутов В.Г. | 40, 119 |
| Марченко М.В. | 178 | Рожнин Н.Б. | 54 |
| Миловская Н.В. | 98 | Рудковский Д.М. | 172 |
| Минчук С.В. | 117 | Рутковский В.Ю. | 14 |
| Мишихин В.В. | 34 | Рыбин С.И. | 156 |
| Морозов О.О. | 180 | Рябогин Н.В. | 41, 42 |
| Мухин А.В. | 16 | Савинов Г.Ф. | 120 |
| Мухин В.В. | 76 | Саенко В.С. | 160 |
| Нагаев И.А. | 177 | Сальников А.Н. | 143 |
| Неклюдов А.И. | 56 | Самсонович С.Л. | 90 |
| Нестеров М.Ю. | 76 | Самус П.А. | 19, 44 |
| Неусыпин К.А. | 35 | Связзов А.В. | 110, 122 |
| Новиков А.И. | 118 | Седунов Э.И. | 79 |
| Новиков Л.З. | 81 | Селиверстов М.С. | 123 |
| Огольцов И.И. | 54 | Синельников В.В. | 141 |
| Оркин Б.Д. | 59 | Синяков Д.А. | 73 |
| Оркин С.Д. | 59 | Сиренко В.Г. | 149, 150 |
| Панарин А.А. | 96 | Смирнов С.В. | 115, 122 |
| Песикова О.В. | 152 | Смолян К.В. | 101 |
| Петров М.Б. | 105 | Сморodin Ю.П. | 67 |
| Полосин И.В. | 18 | Соколов В.Н. | 19, 32, 34, 40 |
| Попов Б.Н. | 154 | Соколова Н.В. | 12 |
| Поповцев С.С. | 61 | Соловьев А.В. | 124 |
| Постников Д.С. | 67 | Соломаха С.Г. | 11 |
| Пролетарская В.А. | 35 | Сотников В.И. | 57 |

| | | | |
|----------------------|----------------------------|----------------------|----------------|
| Степанов В.С. | 90 | Хлебников Д.В. | 75 |
| Сулимов В.Г. | 12 | Хоменко В.В. | 165 |
| Суханов В.М. | 14 | Хусаинов Н.Ш. | 70 |
| Сыпало К.И. | 112 | Цуриков Ю.А. | 11 |
| Сыров А.С. ... | 19, 32, 34, 44, 65, 67, 78 | Чижевская О.М. | 95 |
| Тарабаров П.А. | 145 | Чупова А.В. | 174 |
| Тарасенко Н.В. | 27 | Шариткин Ю.Н. | 45, 47 |
| Тарасов А.Н. | 124 | Шатский М.А. | 19, 30, 44, 48 |
| Тацюк Д.Г. | 67 | Шахатуни М.Е. | 61 |
| Терешкин А.И. | 109 | Шаховцев Е.В. | 84, 85 |
| Тер-Саакян А.С. | 69 | Шеваль В.В. | 54 |
| Теслер М.Э. | 115 | Шевцова Е.В. | 95 |
| Тихменев А.Н. | 181 | Шендяпин В.Д. | 105 |
| Тихонов С.Н. | 137 | Шимягин В.И. | 18 |
| Тюгашев А.А. | 147 | Шлигерский А.Б. | 158 |
| Усов С.В. | 116 | Шустов И.Е. | 88 |
| Успенская О.А. | 16 | Щелыкалин М.Ю. | 48 |
| Феофилов С.В. | 56 | Щербинин В.В. | 95, 110, 122 |
| Филимонов А.Б. | 50 | Юрескул А.Г. | 61 |
| Филимонов Н.Б. | 50, 51 | Юрьева А.В. | 171 |
| Фимушкин В.С. | 56 | Ягодкин В.М. | 103 |
| Фомина И.А. | 178 | Язынин П.Н. | 109 |
| Фофанов В.А. | 156 | Яшин В.П. | 67 |

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

ТЕЗИСЫ ДОКЛАДОВ

II Всероссийской научно-технической конференции
Москва, 24-26 октября 2012 г.

Программный комитет:

д.т.н., проф. Кечиев Леонид Николаевич

д.т.н., проф. Попов Борис Николаевич

д.т.н. Реутов Валерий Генрихович

к.т.н., доц. Синецын Сергей Владимирович

д.т.н. Соколов Владимир Николаевич

к.т.н., доц. Тихонов Константин Михайлович

Тезисы представлены в авторском исполнении

Подписано в печать 3.09.2012

Бум. офсетная. Формат 60x84 1/16. Печать на ризографе.

Усл. печ. л. 11. Тираж 250 экз.

Отпечатано в МОКБ «МАРС»

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