

Секция 17

**Системы управления космических аппаратов
и комплексов****БОРТОВОЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ ТЭМ**

***В.П. Легостаев, Е.А. Микрин, И.В. Орловский,
И.П. Федосеев, В.В. Балуюев***
(Россия, Королев М.О., ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»)
Eugeny.Mikrin@rsce.ru

По современной квалификации БКУ ТЭМ относится к комплексам управления высшего уровня системной сложности. Это объясняется сложностью управляемых физических процессов, таких как:

- процессы пуска, функционирования и останова ядерной энергетической установки;
- процессы преобразования тепловой энергии в электроэнергию с поддержанием баланса генерируемой, расходуемой и рассеиваемой энергии;
- процесс отвода тепла с использованием капель-холодильников;
- процесс формирования и поддержания тяги в высокочастотном ионном электрореактивном двигателе (ЭРД);
- процесс управления движением ТЭМ при межорбитальных перелетах.

Управление ТЭМ требует применения новых принципов интеллектуального управления, а именно: организации интеллектуального взаимодействия составных частей (СЧ) ТЭМ и взаимной контекстной ситуационной оценки информации, циркулирующей в локальных контурах управления и на верхнем уровне.

**БОРТОВОЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ УНИФИЦИРОВАННОЙ
КОСМИЧЕСКОЙ ПЛАТФОРМЫ ДЛЯ АВТОМАТИЧЕСКИХ КА
РАЗЛИЧНОГО ЦЕЛЕВОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

*Е.А. Микрин, Д.Б. Путан, В.Н. Платонов, С.И. Гусев,
И.П. Федосеев, В.Ф. Трошин, В.В. Балугев*

(Россия, Королев М.О., ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»)

Eugeny.Mikrin@rsce.ru

БКУ спроектирован для задач управления унифицированной космической платформой разработки РКК «Энергия» им. С.П. Королева, предназначенной для автоматических КА различного целевого назначения, эксплуатация которых предусматривается на высокоэллиптических (ВЭО) и геостационарных (ГСО) орбитах.

КА конструктивно состоит из платформы и модуля целевой аппаратуры.

Бортовой комплекс управления УКП является дальнейшим развитием БКУ ранее разработанных АКА «Ямал», «Белка», «E-Star».

В докладе обсуждаются принципы построения БКУ, состав и построение средств управления движением, средств управления бортовой аппаратурой и оборудованием КА, средств управления элементами конструкции.

В БКУ применены новые бортовые ЦВМ повышенной производительности, унифицированная электронная аппаратура нового поколения (блоки БУБК).

Программные средства обеспечивают высокий уровень автономности управления, автоматическое выявление и локализацию отказов и нештатных ситуаций.

**ПРИМЕНЕНИЕ НОВЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ
ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЦЕЛЕВОГО
ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МКС**

*Е.А. Микрин, А.В. Марков, И.В. Сорокин,
С.И. Гусев, Д.Б. Путан, И.В. Дунаева*

(Россия, Королев М.О., ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»)

Eugeny.Mikrin@rsce.ru, Sergey.Gusev@rsce.ru, Irina.Dunaeva@rsce.ru

В настоящее время происходит переход от фазы строительства к полномасштабному целевому использованию интегрированных в состав российского сегмента (РС) Международной космической станции (МКС) исследовательских модулей. За десять лет полета на РС МКС бы-

ло доставлено и эксплуатировалось в его составе более 5116 наименований блоков и упаковок с научной аппаратурой (НА) и расходными материалами для научных исследований. Это позволило выполнить на сегменте более 300 экспериментов в рамках национальных и международных исследовательских программ.

В целях создания высокотехнологичных условий проведения научных исследований на РС МКС в РКК «Энергия» ведутся работы по модернизации комплекса целевых нагрузок (КЦН) сегмента на основе интеграции КЦН отдельных модулей в единую информационную среду с использованием информационно-управляющей системы (ИУС). Объединение ИУС и КЦН обеспечивает единый механизм управления, контроля, сбора и накопления научной информации от всей научной аппаратуры, устанавливаемой в герметичных отсеках и на внешней поверхности модулей сегмента. В этом случае обеспечивается единый уровень информационного обеспечения при проведении любых космических экспериментов, в том числе комплексных, выполняемых с одновременным использованием нескольких типов научной аппаратуры на различных модулях станции.

В статье систематизированы актуальные задачи применения новых информационных технологий на РС МКС, решение которых должно обеспечить повышение эффективности целевого использования сегмента, проанализированы методы проведения модернизации и функции обновленной интегрированной системы ИУС-КЦН, рассмотрены перспективы применения новых аппаратных средств и методов управления целевыми нагрузками на российском сегменте МКС.

НАНОМЕХАТРОНИКА В КОСМИЧЕСКИХ ЗАДАЧАХ

К.А. Пупков

(Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана)

pupkov@iu1.bmstu.ru

УСПЕХИ В ОБЛАСТИ МИКРОМЕХАНИКИ, МИКРО-, НАНОПРОЦЕССОРНОЙ ТЕХНИКИ И ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДАЮТ ВОЗМОЖНОСТЬ РАЗРАБОТКИ И СОЗДАНИЯ НОВОГО ТИПА СИСТЕМ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ – ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ

Этот тип систем особенно важен в мехатронике, поскольку проектирование механических систем и их систем управления должно осуществляться как единое целое – интегрированные системы. При этом

надо учитывать, что одни проблемы могут быть решены легко и просто в физических образцах, другие в «информационных» образцах – микроконтроллерах, тем не менее объединенных информационным процессом, реализованным в том числе в программном обеспечении. Современная мехатроника рассматривается как наука о построении интеллектуальных машин. Ей предшествовал огромный опыт комплексирования механических устройств, радио- и оптоэлектроники, аналоговых и цифровых вычислительных средств в сложных системах различного назначения. Компоненты этих систем представляют собой отдельные блоки, которые соединяются с помощью различных преобразователей (ЦАП, АЦП) и других сопрягающих устройств. Однако, как и в нынешней мехатронике, все эти блоки в системе объединялись информационным процессом, включающим получение и обработку измерительной информации, ее распознавание, прогнозирование, выработку управления, исполнение управления действием и контроль результатов действия.

С современных позиций такие системы можно отнести к макромехатронике.

Нынешняя мехатроника стоит на пути создания интеллектуальных систем управления различного типа объектов и комплексов, под которыми понимается объединенная информационным процессом совокупность технических средств и программного обеспечения, работающая во взаимосвязи с человеком (коллективом людей) или автономно, способная на основе сведений и знаний при наличии мотивации синтезировать цель, принимать решение к действию и находить рациональные способы достижения цели. Поскольку единственной реальной интеллектуальной системой является человек, то естественно в этом случае обратиться к исследованиям в области физиологии и нейрофизиологии. Именно достижения в этих областях наук будут существенными при создании интеллектуальных систем нового поколения мехатроники – наномехатроники. О необходимости таких исследований говорил И.П. Павлов: «Вся жизнь – от простейших до сложнейших организмов, включая, конечно, и человека, есть длинный ряд всё усложняющихся до высочайшей степени уравниваний среды. Придет время, путь отдаленное, когда математический анализ, опираясь на естественнонаучный, осветит величественными формулами уравнений все эти уравнивания, включая в них и самого себя».

Именно, математическое описание механизмов функционирования, включая процессы мышления человека и построение технико-

биологических средств, реализующих в том числе информационные процессы, будет определять перспективы развития наномехатроники, особенно в космических задачах. Создание свободно летающих космических роботов, интеллектуальных систем управления космическим объектом различного типа немислимо без наномехатроники.

КОНЦЕПЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ БОРТОВОЙ ЦИФРОВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩЕЙ СИСТЕМЫ РС МКС И ЕГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

***С.А. Скороход, Д.А. Бусарова, П.А. Пахмутов, С.В. Котов
(Россия, Королев М.О., ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»)***

Для проведения научных экспериментов на борту РС МКС создана Информационно-Управляющая Система. Контроль и обеспечение работы полезных нагрузок (полезная нагрузка (ПН) – аппаратура, обеспечивающая выполнение эксперимента) осуществляется управляющими компьютерами – ТВМ1-Н СМ для ИУС СМ и ТВМ1,2-Н МЛМ и ЦВМ МЛМ для ИУС МЛМ. Особенностью работы с ПН является то, что, как правило, ПО ПН поставляется сторонними разработчиками, и состав ПН меняется с течением времени. Таким образом, одной из задач при построении ПО управляющих компьютеров ИУС является стандартизация процесса интеграции ПО ПН. Для решения этой и других задач выбрана следующая архитектура управляющих компьютеров ИУС:

- «ядро» ПО;
- стандартные программные интерфейсы;
- интерфейсное ПО для работы с ПН (поставляется для каждой конкретной ПН);
- Можно выделить следующие основные принципы построения ПО БВС ИУС:
 - компонентный подход;
 - абстракции ОС (кроссплатформенность);
 - унификация механизмов взаимодействия между модулями.
- Данный подход позволяет решить следующие задачи:
 - написание платформонезависимых компонентов ПО,
 - унификация написания кода компонентов ПО,
 - сокращение сроков разработки ПО,
 - унификация процесса тестирования компонентов ПО,
 - унификация управления компьютерами ИУС.

**ВНЕДРЕНИЕ НОВЫХ СРЕДСТВ ИНТЕГРАЦИИ И ОТРАБОТКИ
ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩЕЙ
СИСТЕМЫ РС МКС**

С.В. Карташев, С.А. Скороход

(Россия, Королев М.О., ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»)

sergey.kartashev1@rsce.ru

Тестирование является неотъемлемой частью жизненного цикла разработки программного обеспечения. Чем чаще тестируется код, тем быстрее можно обнаружить ошибки, возникшие в процессе разработки, и быстрее их исправить. Тестирование должно происходить в окружении, максимально близком к «боевому» (ОС, ПО, нагрузка), чтобы иметь возможность обнаружить ошибки, которые могут проявиться только «в бою».

Технология непрерывной интеграции [интеграция – процесс объединения (сборки) компонентов программного обеспечения (множество различных систем/подсистем) в единое целое] заключается в частом (непрерывном) интеграционном построении (компиляция кода, проведение различных проверок, анализ состояния проекта) ПО. За счет этого отслеживается «собираемость» проекта, происходит оперативное выявление и исправление ошибок.

Для автоматизации процесса непрерывной сборки существует множество готовых решений.

Основным недостатком существующей технологии интеграции (на примере ПО МЛМ РС МКС) является редкая интеграция (недели), отсутствие низкоуровневого тестирования. Ошибки накапливаются, для их исправления требуется время.

ПО ИУС разрабатывается с использованием технологии непрерывной интеграции. В качестве сервера непрерывной интеграции использовано открытое ПО Jenkins. Сборки еженочные (иницируются по таймеру) и по запросу на изменение хранилища версий (каждые 30 минут).

Внедрение технологии непрерывной интеграции позволило: автоматически выполнять построение всего проекта (компиляции, проведение тестов, подготовка летной версии ПО), оперативно выявлять и устранять возникающие ошибки в ПО, оповещать разработчиков о состоянии интеграции.

**МЕТОД СОХРАНЕНИЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ
УПРАВЛЕНИЯ ПРИ СБОЯХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ПРОЦЕССА,
ОБУСЛОВЛЕННЫХ ВНУТРЕННИМИ ИЗМЕНЕНИЯМИ И
ВНЕШНИМИ ВОЗМУЩАЮЩИМИ ВОЗДЕЙСТВИЯМИ**

*Е.Л. Межирицкий, Г.Н. Румянцев, В.С. Гаврилов
(Россия, Москва, ФГУП НПЦ АП им. Н.А. Пилюгина)
dvsg@mail.ru*

В целях уменьшения влияния внутренних изменений и внешних возмущающих воздействий на аппаратуру систем управления летательных аппаратов, которые могут привести к сбоям, потере работоспособности или искажению навигационной информации о параметрах движения, применяют комплекс конструктивно-технических мер, способствующих обеспечению её защиты от сбоев. Структурно-алгоритмические методы основаны на введении избыточности в структуру ЦВМ с целью исключения влияния временной потери работоспособности отдельных элементов и узлов ЦВМ на ход вычислительного процесса или устранения её последствий.

В НПЦ АП разработан и внедрен метод структурно-алгоритмической защиты от сбоев. Суть его состоит в кратковременном прерывании работы электронной аппаратуры вычислительной машины при наличии внутренних изменений или внешних возмущающих воздействий, которые могут повлиять на вычислительный процесс и функционирование системы управления в целом и запоминании текущей навигационной информации в специальном запоминающем устройстве с включением временного механизма, управляющего последовательностью снятия блокировки после окончания такого воздействия. Такой метод восстановления вычислительного процесса называется методом "возвращения к исходной точке" и при его использовании необходимо запоминание информации, используемой для восстановления работы СУ.

При этом выявление факта нарушения вычислительного процесса может обеспечиваться имеющимися средствами непрерывного контроля, в основе которых лежат различные методы обнаружения ошибок. Это может быть неприход вычислительного процесса на конец цикла ЦВМ, нарушение одной из контрольных сумм, которыми охватываются различные участки оперативного запоминающего устройства с временно постоянным содержанием, аномально разрывное искажение характера переменной входной информации в оперативном запоминающем устройстве и т.п. Однако эти средства имеют ограниченную до-

стоверность и сами могут быть источниками ошибок. Поэтому в состав аппаратуры дополнительно вводится датчик внешних возмущающих воздействий, которые могут привести к сбою. Такими воздействиями могут быть различные электромагнитные возмущения, например, из-за вспышек солнечной энергии, космических потоков или специальных воздействий направленного характера.

Сохранение информации о навигационных параметрах движения осуществляется на специальном накопителе, устойчивом к внешним воздействиям, обеспечивается поочерёдной записью информации в две зоны, расположенные, например, в разных секторах накопителя, вследствие чего при сбое информация может быть искажена информация не более чем в одной зоне, находящейся в этот момент в состоянии записи. Записываемая информация охватывается надёжной контрольной суммой, которая проверяется при считывании. Синхронизация работы накопителя с вычислительной машиной производится с помощью опорных частот, формируемых в вычислительной машине.

Рассматриваемая система позволяет существенно повысить надёжность функционирования СУ при наличии внешних возмущений или внутренних изменений, которые могут привести к нарушению процесса функционирования СУ. Особенно важно применение такого решения для СУ, в которых используются одноканальные нерезервированные вычислительные устройства, наиболее подверженные возможным отказам из-за сбоев вычислительного процесса.

КРИТЕРИЙ ОЦЕНКИ СТЕПЕНИ УСТОЙЧИВОСТИ ЛИНЕЙНОЙ АВТОМАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

П.А. Белоножко, П.П. Белоножко

*(Украина, Днепропетровск, Институт технической механики
НАН и НАКА Украины)
byelonozhko@mail.ru*

На ранних стадиях проектирования сложных космических объектов, в ряде случаев осуществляемого одновременно с синтезом управления, актуальна проблема анализа влияния на степень устойчивости как некоторых варьируемых в технически допустимых пределах конструктивных параметров, так и свойств регулятора. Известный подход к анализу быстродействия системы по степени устойчивости, основанный на исследовании устойчивости характеристического полинома, преобразованного путем замены переменной, соответствующей сдвигу мни-

мой оси влево [1], применительно к системам достаточно высокого порядка сопряжен с громоздкими аналитическими преобразованиями, либо необходимостью использования численных методов, затрудняющими наглядную интерпретацию результатов. Представляется удобным проводить оценку степени устойчивости непосредственно по коэффициентам характеристического полинома. В докладе рассматривается простое аналитическое соотношение, устанавливающее ограничение сверху на степень устойчивости линейной автоматической системы, с помощью которого можно оценить влияние на степень устойчивости каждого из коэффициентов характеристического полинома отдельно [2]. Использование предлагаемого критерия оценки степени устойчивости целесообразно для предварительного анализа динамических особенностей проектируемого объекта, а также при формировании структуры регулятора.

1. Ким Д. П. Теория автоматического управления. Т. 1. Линейные системы – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 288 с.

2. К оценке степени устойчивости автоматической системы /П.А. Белоножко // Автоматика и телемеханика. – 1979 – № 2– С. 194 – 196.

РОБАСТНОЕ УПРАВЛЕНИЕ УПРУГИМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ НА ОСНОВЕ МОДЕЛИ С ПЕРИОДИЧЕСКИМИ ПАРАМЕТРАМИ

А.В. Сенькин

(Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана)

avsiu1@rambler.ru

Рассматриваются задачи построения робастных систем управления нестационарными объектами с компенсацией внешних и параметрических возмущений. В космической технике большинство объектов управления подвержены действию внешних воздействий, которые недоступны для измерения в силу технологических особенностей или в связи с отсутствием измерительных устройств. Кроме того, параметры объекта управления изменяются во времени, что требует изменения параметров управляющего устройства с целью сохранения качественных показателей системы, которые, естественно, в этом случае изменяются.

В данной работе математическая модель упругого космического аппарата представлена в виде уравнений Эйлера с моментами инерции, периодически изменяющимися во времени.

Вполне естественно желание разработчиков получить систему с фиксированными параметрами, которая не реагировала бы на внешние и внутренние неконтролируемые воздействия.

В докладе рассмотрена задача компенсации внешних и внутренних возмущений, когда измерению доступно требуемое количество производных регулируемой величины и эталонного сигнала. Эта задача имеет самостоятельное значение, а также является вспомогательной для обоснования работоспособности робастной системы управления нестационарным объектом по выходу, когда производные входных и выходных сигналов недоступны для измерения.

Изменение параметров объекта управления в заданном классе неопределённости не приводит к изменениям переходных процессов. Это объясняется тем, что при измерении производных возмущения полностью компенсируются и система работает как неявно заданная эталонная модель, характеристическое уравнение которой определяется вспомогательным контуром.

Использование модели упругого космического аппарата в форме динамических уравнений Эйлера открывает большие возможности при экспериментальном определении частотных характеристик объекта управления в процессе эксплуатации.

**РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА РАЗГРУЗКИ КИНЕТИЧЕСКОГО
МОМЕНТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА
ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

А.П. Протопопов

(Россия, Королев М.О., ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»)

dretox@mail.ru

Работа посвящена разработке алгоритма разгрузки кинетического момента космического аппарата (КА), который накапливается инерционными исполнительными органами за счет внешних воздействий (влияние гравитации небесных тел, солнечного давления, тяг двигателей и др.), с использованием электрореактивных двигателей (ЭРД).

Рассматривается схема управления КА, в которой управление линейным и угловым движением КА осуществляется с помощью ЭРД с направленными под углом к осям связанной с центром масс КА системы координат и смещенными относительно центра масс КА линиями действия тяг.

Основными сложностями разработки данного алгоритма являются: требование неизменности периода орбиты на момент окончания разгрузки, выбор подходящих двигателей и расчет времен их работы (сложность возникает вследствие эллиптичности орбиты).

Алгоритм реализован в программном виде с возможностью дальнейшего использования на реальном КА.

Условие неизменности периода позволяет проводить разгрузку КА без изменения орбиты в худшую сторону (возможно использование алгоритма для улучшения некоторых параметров орбиты).

В докладе приводятся методы и результаты численного моделирования предложенного алгоритма.

**ПОИСК И ОБНАРУЖЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ
РАЗЛИЧНЫМИ ТИПАМИ БОРТОВЫХ
ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ**

Е.И. Старовойтов

(Россия, Королев М.О., ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»)

post@rsce.ru

При выполнении программы полета космических аппаратов (КА) приходится решать задачу определения координат пассивных и активных космических объектов. Для ее решения могут быть использованы оптико-электронные системы (ОЭС), имеющие более высокую точность за счет меньшей длины волны излучения по сравнению с радиотехнической аппаратурой, а также обладающие лучшими массогабаритными характеристиками.

При отсутствии предварительного целеуказания, бортовые ОЭС КА сами производят поиск объекта в заданном секторе пространства. Обнаружение может осуществляться пассивными ОЭС с широким полем обзора по рассеянному объектом солнечному свету или по собственному тепловому излучению объекта в инфракрасном диапазоне длин волн. Пассивные ОЭС чувствительны к помехам от небесных тел.

Для поиска и обнаружения цели посредством активной ОЭС с лазерной подсветкой необходимо производить последовательный просмотр области целеуказания сканирующим полем с малым угловым размером по определенным траекториям. В данном случае недостатком является снижение надежности аппаратуры, вследствие использования оптико-механического сканирования.

Решением проблемы является отказ от оптико-механического сканирования и предложенный автором способ сканирования ОЭС за счет движения активного КА. Использование данного способа сканирования увязывается с возможностями систем управления КА, с точки зрения динамических возможностей и расхода рабочего тела.

Увеличение дальности действия и помехозащищенности ОЭС достигается за счет установки на пассивный объект лазерных маяков. Существующие лазерные маяки требуют предварительной ориентации кооперируемого объекта относительно активного КА при их сближении. Точность этой ориентации может быть снижена за счет использования сканирующих лазерных маяков, предложенных автором.

Выбор рабочего диапазона бортовых ОЭС должен обеспечивать требуемый уровень помехозащищенности. Автор провел оценку разных спектральных диапазонов с учетом фоновой обстановки, позволяющую выбрать из них оптимальный для пассивных и активных ОЭС КА.

РАЗРАБОТКА ИНТЕГРИРОВАННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ОДНОГО КЛАССА ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

А.В. Фомичев, Е.С. Лобусов, А.В. Пролетарский, Е.Г. Одинцова
(Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана)
a.v.fomichev@bmstu.ru

Цель настоящей работы – разработка математического и алгоритмического обеспечения интегрированной навигационной системы (ИНС) применяемой в составе бортовой информационно-управляющей системы (БИУС) наземного подвижного объекта (ПО) и обеспечивающей её качественное функционирование на всех этапах работы и участках движения. В качестве объекта, для которого предполагается разработать ИНС, рассматривается унифицированная многоосная колесная машина (МКМ). Создание в рамках проводимой работы ИНС способной решать задачи навигации, ориентации и топопривязки МКМ в настоящее время является актуальной научно-технической задачей.

Для перспективных БИУС наземных ПО существенно повышаются требования к таким показателям системы, как: точность, автономность, универсальность, надежность, время подготовки, помехозащищенность, габаритно-массовые характеристики, энергопотребление, стоимость, эксплуатационные расходы и др. В связи с этим всё большую актуальность приобретает поиск новых эффективных принципов построения системы навигации и ориентации, как одного из важных элементов

БИУС. В настоящее время в условиях широкого внедрения бортовых средств вычислительной техники и информационных технологий наиболее перспективным способом решения данной задачи является использование бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) в составе БИУС наземных ПО. Практическая реализация концепции БИНС отвечает современной тенденции максимально возможной бортовой компьютерной реализации задач навигации и управления.

Особенность участков движения МКМ заключается в следующем:

- большая продолжительность, которая в зависимости от задач, стоящих перед ПО, может составлять несколько часов;
- измерительные приборы БИНС подвергаются достаточно существенному воздействию линейных перегрузок и широкого спектра вибрационных воздействий, как при работе силовых агрегатов МКМ, так и при движении по неровной поверхности, что существенно влияет на точность их измерений.

На пути создания перспективной БИНС для БИУС МКМ имеется ряд проблем, главными из которых являются следующие: разработка (выбор) малогабаритных измерителей (ДУС и акселерометры), обеспечивающих высокие показатели по точности и широкий диапазон измерения входных переменных в более тяжелых условиях эксплуатации; значительное увеличение объема вычислений, вызванное необходимостью реализации в вычислительной среде методов фильтрации и алгоритмической компенсации погрешностей датчиков; разработка более совершенных методов начальной выставки, алгоритмов навигации, методов интегрирования кинематики углового движения, методов калибровки измерительных датчиков БИНС, методов и алгоритмов комплексной обработки измерительной информации БИНС совместно с данными спутниковой радиотехнической навигационной системой (СНС), а также с данными одометрической системы, баровысотомера, радиотехнических средств и др.

Для достижения поставленной основной цели данной работы, связанной с исследованием методов и принципов построения, и разработкой интегрированной БИНС для БИУС МКМ были решены следующие задачи:

- выполнен сравнительный технико-экономический анализ измерителей угловой скорости, а также выполнен сравнительный технико-экономический анализ измерителей линейного ускорения;
- проведён выбор ключевых элементов БИНС;

- разработана структурная схемы БИНС;
- разработаны математические модели основных режимов функционирования БИНС (выставка, ориентация, навигация);
- разработаны математические модели погрешностей БИНС (скалярных измерителей и векторных измерителей);
- рассмотрена задача повышения точности БИНС с помощью методов комплексной обработки сигналов БИНС совместно с сигналами СНС, одометрической системы и др.

Полученные при выполнении работы результаты (методы, модели, программно-алгоритмическое обеспечение) могут быть использованы при разработке навигационных систем для различных классов наземных подвижных объектов.

**МЕТОДИКА ОБРАБОТКИ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ
АВТОМАТИЧЕСКОЙ МЕЖПЛАНЕТНОЙ СТАНЦИИ
НА КВАЗИСПУТНИКОВОЙ ОРБИТЕ**

Е.С. Лобусов, А.Н. Чулин***

*(Россия, Москва, *МГТУ им. Н.Э. Баумана,*

***НПО им. С.А. Лавочкина)*

alexey.chulin@gmail.com

Динамика полета АМС автоматической межпланетной станции (АМС) к спутникам планет определяется как решение ограниченной задачи трех тел. Движение АМС в этих условиях существенно отличается от кеплеровского и требует специальных методов для решения навигационной задачи.

В настоящей работе исследуется задача определения параметров движения АМС в окрестности так называемой квазиспутниковой орбиты – устойчивой периодической орбиты обращения вокруг спутника планеты, лежащей за пределами гравитационной сферы Хилла. Задача решается путем численного интегрирования уравнений орбитального движения АМС с коррекцией вектора состояния по данным оптических измерений углового положения спутника планеты относительно звезд, которые могут быть преобразованы в синодические сферические координаты АМС. Показано, что такой набор измерений удовлетворяет критерию наблюдаемости вектора состояния АМС.

Для определения компонентов вектора состояния, недоступных непосредственно из наблюдений, применяется следующая методика. 6-мерный вектор состояния АМС представляется в сферической системе

координат. При этом четыре координаты состояния: долгота и широта АМС и скорости их изменения – определяются непосредственно из измерений. Оставшиеся компоненты вектора состояния: дальность и радиальная скорость – определяются путем поиска оптимального по критерию наименьших квадратов решения краевой задачи с использованием в качестве граничных условий результатов измерений долготы и широты АМС в нескольких точках.

Предложенный метод обеспечивает высокую точность решения навигационной задачи.

АЛГОРИТМИЧЕСКАЯ КОРРЕКЦИЯ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ БЛОКОВ

А.В. Пролетарский, К.А. Неусыпин, С.В. Власов
(Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана)

seregaps@inbox.ru

В составе системы управления беспилотных летательных аппаратов (БЛА) часто используют бесплатформенный инерциальный блок (БИБ), который определяет точность управления и решение поставленных задач.

Преобразование первичных информационных сигналов инерциальных измерителей с целью формирования выходной информации БИБ осуществляется в специализированном вычислителе.

Примерами исследуемых систем являются: КИНД34-052, КИНД34-057, предназначенные для систем управления средств выведения КА, транспортных кораблей, спускаемых аппаратов.

БИБ имеют погрешности, обусловленные различными возмущающими факторами. Известные схемы компенсации погрешностей навигационных систем предполагают использование комплексирования с другими измерительными системами, обработку информации с помощью алгоритмов оценивания и прогнозирования.

В алгоритмах оценивания и прогнозирования используется математическая модель погрешностей БИБ. Априорная модель погрешностей обладает низкой точностью и не отражает субъективных особенностей системы. Систематические значения коэффициентов таких моделей, присущие данному конкретному образцу гироскопа, входящего в состав БИБ, определяют обычно по результатам серии испытаний. Разбросы значений коэффициентов модели внутри серии испытаний, проводимых в идентичных условиях, характеризуют нестабильность соот-

ветствующих составляющих скорости ухода. Как правило, модель дополняется зависимостями ее коэффициентов от внешних возмущающих факторов. Такой способ формирования модели погрешностей отличается большой трудоемкостью и невысокой точностью.

Исследуемые БИБ снабжены достаточно мощными спецвычислителями, так как устанавливаются на дорогостоящих динамических объектах, поэтому может быть реализован компактный генетический алгоритм с высоким селекционным дифференциалом.

Результаты моделирования подтверждают эффективность применения компактного генетического алгоритма для построения прогнозирующих моделей погрешностей БИБ.

МОДИФИЦИРОВАННАЯ МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ТОЧНОСТИ БЛА

А.В. Пролетарский, Д.О. Шолохов, С.В. Власов

(Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана)

seregaps@inbox.ru

Успешное решение задач управления БЛА во многом определяется уровнем развития измерительной техники. Эксплуатационные характеристики БЛА в большой степени определяются совершенством бортового оборудования, в частности, качеством информационно-измерительных сигналов, используемых для управления. Источником информационно-измерительных сигналов о местоположении, ориентации, скорости и других параметрах движения являются различные измерительные системы и навигационные комплексы (НК).

Измерительные сигналы этих систем имеют погрешности, обусловленные конструктивными особенностями и условиями функционирования БЛА. Повышение точности измерительной информации предполагает исследование причин возникновения погрешностей и последующую их компенсацию алгоритмическим путем.

БЛА функционируют в сложных условиях окружающей среды, пассивных и активных помех и активного противодействия. Поэтому их СУ должна обеспечивать высокую точность движения БЛА, эффективное маневрирование и др.

Современные и перспективные БЛА решают целый комплекс задач, в частности определение (априорное и в процессе полета) достижимой точности выполнения поставленной задачи. Для возвращающихся в атмосферу БЛА одноразового действия актуальной является за-

дача оценивания точности доставки полезного груза в район приземления, как перед пуском, так и в полете.

Базовая методика определения рациональных требований к ИСУ БЛА и измерительному комплексу разработана с учетом условий удовлетворения техническим возможностям, связанным с изготовлением бортовых измерителей параметров движения БЛА и реализацией в БЦВК алгоритмов совместной обработки измерений при комплексировании приборов, работающих на разных физических принципах.

Получены рациональные значения точностных характеристик ИСУ, обеспечивающие заданную точность выполнения конечных условий на основе комплексирования измерителей параметров движения БЛА.

Известная методика оценки точности выполнения БЛА поставленных задач и определения рациональных требований к измерительному комплексу применяется в условиях предполетной подготовки и в полете при использовании априорных моделей, статистических данных, полученных при предшествующих испытаниях.

Разработана модифицированная методика, позволяющая проводить оценку рациональных требований, предъявляемых к ИСУ и измерительному комплексу БЛА, в процессе полета с учетом субъективных особенностей используемых приборов и конкретных условий полета. Для прогнозирования параметров, на основе которых осуществляется оценка рациональных требований, использованы компактные алгоритмы самоорганизации и генетический алгоритм.

КРИТЕРИЙ СЕЛЕКЦИИ КОМПАКТНОГО АЛГОРИТМА САМООРГАНИЗАЦИИ

В.А. Федорова**, *Ю.Л. Вайс, *Д.О. Шолохов****
(Россия, *КФ МГТУ им. Н. Э. Баумана, **ООО «Вега»,
***МГТУ им. Н.Э. Баумана)**

seregaps@inbox.ru

Инерциальные командно-измерительные приборы служат основой построения систем навигации, ориентации и стабилизации большинства современных ракет-носителей, разгонных блоков и космических аппаратов (КА).

В составе системы управления КА часто используют инерциальные навигационные системы (ИНС), которые комплексируют с другими внешними системами. В случае, когда сигналы от внешних систем исчезают или имеют значительные погрешности, осуществляют коррекцию с

помощью алгоритмов прогнозирования. Одним из перспективных способов построения прогнозирующих моделей является алгоритм самоорганизации. С помощью алгоритма самоорганизации осуществляется построение прогнозирующей модели. В автономном режиме работы ИНС проводится прогнозирование погрешностей ИНС и последующая их компенсация в выходном сигнале системы. Однако при реализации алгоритмов на борту КА существуют жесткие ограничения вычислительных ресурсов БЦВМ.

Поэтому предлагается включить в ансамбль критериев селекции алгоритма самоорганизации критерий простоты модели, который существенно упрощает реализацию алгоритма.

Критерий простоты модели позволяет в качестве модели оптимальной сложности выбирать модель с меньшим числом аргументов при более простой опорной функции.

Критерий простоты модели позволяет существенно упростить реализацию алгоритма самоорганизации в спецвычислителе на борту КА.

РАЗРАБОТКА КОМПАКТНОГО ГЕНЕТИЧЕСКОГО АЛГОРИТМА

Т.Р. Шумова, Д.О. Шолохов***

(Россия, РГСУ, МГТУ им. Н.Э. Баумана**)*

seregaps@inbox.ru

Объем задач, которые необходимо решать беспилотным летательным аппаратам (БЛА) в современных условиях постоянно возрастает, поэтому требования по быстродействию, надежности, точности и др., предъявляемые к системам БЛА неуклонно увеличиваются. Обеспечение требуемых характеристик систем БЛА может осуществляться двумя способами: конструкторским и алгоритмическим. Конструкторский способ предполагает наличие новой технологической базы, длительного времени и существенных финансовых затрат. Алгоритмический способ позволяет достичь требуемого результата за короткое время с минимальными финансовыми затратами.

Коррекция измерительных систем БЛА в автономном режиме осуществляется в выходном сигнале с помощью алгоритмов прогноза. Наиболее точную прогнозирующую модель удастся построить с помощью нейронных сетей и генетических алгоритмов.

В докладе рассмотрен генетический алгоритм с упрощенной процедурой построения модели, предусматривающий использование

ограниченного базиса генов, а также мейоза, который заключается в сокращения числа хромосом при делении.

Сокращение вычислительных затрат при реализации в спецвычислителе БЛА генетического алгоритма предложено осуществить с помощью организации процедуры кроссинговера копирующей мейоз. Мейоз это способ сокращения числа хромосом при делении. Использование мейоза предусматривает скрещивание особей с сокращением числа хромосом. Такой подход позволяет сделать процедуру построения моделей более компактной по сравнению с классическим генетическим алгоритмом.

Разработан генетический алгоритм для построения модели ошибок инерциальной навигационной системы (ИНС).

Проведено моделирование тестовой математической модели ошибок ИНС, ошибок ИНС, комплексированной с внешним по отношению к ИНС системами.

Анализ результатов математического моделирования показал, что разработанные алгоритмические способы позволяют повысить точность измерительной информации о параметрах БЛА.

**ОРГАНИЗАЦИЯ ВВОДА, ОБРАБОТКИ, ХРАНЕНИЯ
ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ, ИСПОЛЬЗУЕМОЙ В
БКУ РОССИЙСКОГО СЕКТОРА МКС ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ
УПРАВЛЕНИЯ, КОНТРОЛЯ И ОТОБРАЖЕНИЯ
ИНФОРМАЦИИ ЭКИПАЖУ**

*Е.А. Микрин, С.В. Моисеев, Д.Б. Путан, И.П. Федосеев,
И.В. Дунаева, В.А. Михеев*

(Россия, Королев М.О., ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»)

Eugeny.Mikrin@rsce.ru, Irina.Dunaeva@rsce.ru

Источником ТМИ для БКУ РС МКС является система бортовых измерений (СБИ). Вычислительным средствам БКУ потенциально доступна информация по любому ТМ-параметру от датчиков и аппаратуры встроенного контроля в составе всех бортовых систем, оборудования и конструкции.

Эта информация вводится от СБИ по запросу бортовых вычислительных средств в виде защищенных массивов ЦИ и после проверки на достоверность вносится в базу данных (БД). В БД также вводится программная телеметрия БКУ и статусная информация от Американского сектора (АС) МКС.

В дальнейшем информация из БД используется:

- в автоматических алгоритмах управления и контроля, реализуемых программно в БКУ;
 - для формирования визуальной информации, представляемой экипажу;
 - для формирования статусной информации для АС МКС.
- Основными проблемами при разработке этой сложной информационной системы большой размерности были:
- организация потоков запрашиваемой ТМИ;
 - обеспечение защиты от искажений и сбоев и достоверности ТМ данных, используемых в алгоритмах управления;
 - отработка программных средств БКУ, обеспечивающих ввод, хранение, защиту информации и представление ее потребителям.

Все эти проблемы были успешно решены и подтверждены опытом эксплуатации БКУ Российского сегмента МКС с 1998 года запуска модуля «Звезда» и по настоящее время.

Целями доклада является обмен опытом и обсуждение перспектив интеграции в БКУ средств сбора первичной ТМИ.

**ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОГРАММНОЙ ЗАЩИТЫ ТМИ, ИСПОЛЬЗУЕМОЙ В
АЛГОРИТМАХ УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ, РЕАЛИЗУЕМЫХ
В БКУ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МКС**

*Е.А. Микрин, С.В. Моисеев, В.А. Гаршин,
И.П. Федосеев, Т.А. Балобанова*

(Россия, Королев М.О., ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»)

Eugeny.Mikrin@rsce.ru

Искажение ТМИ при сбоях в СБИ при вводе в вычислительные средства БКУ и в процессе формирования БД является критическим фактором при использовании ее для управления, так как может привести к формированию непредусмотренных управляющих воздействий.

В докладе обсуждаются конкретные меры по информационной и программной защите ТМИ, вводимой в БКУ, методы повышения достоверности и корректировки данных, которые были реализованы в ПО БКУ Российского сегмента МКС.

Предлагаются к обсуждению возможности применения методов прогнозирования на основе модели авторегрессии для корректировки показаний датчиков и на период ремонтно-восстановительной работы в СБИ.

**СОЗДАНИЕ ЕДИНОЙ ОТРАСЛЕВОЙ САПРПО КАК ОСНОВНОЕ УСЛОВИЕ
ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ КРИЗИСА УПРАВЛЯЮЩЕГО ПО
В КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ**

И.А. Ильин*, И.Е. Ермаков, А.А. Тюгашев*****

**(Россия, Королев М.О., *ФГУП ЦНИИ машиностроения,
Орел, **НПО «Тесла»; Технологический институт
им. Н.Н. Поликарпова ГУ-УНПК)**

Самара, *Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва)**

ilyailyin@yandex.ru, ilya@ermakov.net.ru

В докладе анализируются проблемы в области создания программного обеспечения (ПО) систем управления (СУ) средств выведения и космических аппаратов, создающие угрозы для российской космической отрасли.

Технологии разработки ПО в отрасли должны учитывать две тенденции:

- 1) рост сложности и комплексности задач управления;
- 2) перспективные изменения в аппаратном обеспечении.

Для успешного решения задач возрастающей сложности необходимо внедрение в практику методов, повышающих надёжность и продуктивность разработки ПО. Повышение надёжности возможно на основе сквозного применения строгих методов – начиная со спецификации требований и кончая верификацией и валидацией ПО. Внедрение высокоуровневых визуализованных методов разработки ПО способно значительно повысить производительность, сделать возможной непосредственную разработку вычислительных и управляющих алгоритмов инженерами-непрограммистами, наконец, поддержать визуальную верификацию ПО.

Необходима поддержка различных аппаратных платформ. Здесь целью является повышение однородности программирования для различных аппаратных компонентов СУ, унификация методов разработки. Также интерес представляет поддержка динамически реконфигурируемых вычислительных систем на базе ПЛИС.

Решение названных проблем в отрасли возможно через НИР, направленные на унификацию технологий разработки ПО и НИОКР, результатом которых должна стать единая отраслевая система автоматизации программирования (САПР) ПО, удовлетворяющая всем требованиям современных задач.

**ТЕХНОЛОГИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И СОЗДАНИЯ ИМИТАТОРА ИУС ДЛЯ
ОТРАБОТКИ И ИСПЫТАНИЙ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК****П.А. Пахмутов, А.А. Салыкин, А.В. Сумароков****(Россия, Королев М.О., ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»)**

МКС имеет ограничения по количеству и типам допустимых ориентаций в связи с особенностями конструкции. Поэтому для НЭ наблюдения за Землей или небесными объектами планируется установка на СМ РС МКС Двухступенной Платформы Наведения (ДПН). Для обеспечения высоких точностей наведения и позиционирования ДПН использована следующая конфигурация управления: ТВМ СМ – шина 1553 (МКО 1) – ТВМ1-Н СМ – шина CAN – контроллер приводов (КП) ДПН.

Для проверки интерфейсов между ТВМ1-Н СМ и ДПН был создан имитатор ТВМ1-Н СМ. При создании ПО имитатора за основу было взято «ядро» ПО ТВМ1-Н СМ. Кроме решения непосредственно задач испытаний, это имело целью отработку базовых программных компонентов (ПК) ПО «ядра», модульного принципа построения ПО, кроссплатформенности программных компонентов, взаимодействия по шине CAN. ПО имитатора работало под ОС Windows XP на Laptop оператора.

Для обеспечения организации вычислительного процесса использовались следующие программные компоненты «ядра» ПО БВС ИУС: служба времени, служба логгирования, диспетчер, служба начальной инициализации. В состав ПО имитатора вошли: ПК поддержки интерфейса оператора, ПК контроля работы ДПН.

Имитатор, в силу своей архитектурной специфики, не обладает некоторыми интерфейсами обмена данными, поэтому применялась технология «подмены» интерфейсов. Для ПК обмена по CAN в рамках общей концепции подмены интерфейсов использовалась абстракция от аппаратного интерфейса. Передача данных производилась через драйвер, в котором реализован канальный уровень сетевой модели OSI. Для имитатора драйвер CAN-интерфейса осуществлялась передача через интерфейс Ethernet.

Следующим этапом построения имитатора является перенос ПО имитатора с Laptop на штатный прибор ТВМ1-Н. На Laptop остается лишь функция управления оператора. Это обеспечит использование реальных интерфейсов при проведении испытаний (без подмены драйверов устройств), работу реальных программных компонентов и аппаратных средств, мобильность имитатора. А использование данной технологии – быстроту и унификацию создания имитатора для любой ПН.

**ОСОБЕННОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИКИ СЛОЖНЫХ
АВИАЦИОННЫХ И КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

**А.П. Алпатов¹, П.А. Белоножко¹, П.П. Белоножко¹,
С.В. Тарасов¹, А.А. Фоков¹, Л.К. Кузьмина²**

**(Украина, Днепропетровск, ¹Институт технической механики
НАН и НКА Украины,
Россия, Казань, ²Казанский государственный технический
университет)**

byelonozhko@mail.ru, Lyudmila.Kuzmina@ksu.ru

В задачах синтеза управления и имитационного моделирования динамики управляемого движения сложных систем авиационного и космического назначения очевидна важность разработки моделей динамики, эффективно учитывающих специфику условий эксплуатации и потенциальное многообразие режимов функционирования. При этом предпочтительность с точки зрения синтеза регулятора наиболее простой модели динамики в значительной степени противоречит необходимости достаточно полного учета механических свойств объекта. Процесс выбора совокупности упрощающих предположений трудно формализуем, а подтверждение обоснованности использования редуцированных моделей требует проведения специальных исследований. Особую актуальность вопросы разработки математических моделей динамики приобретают, например, в случае наличия упругой податливости элементов конструкции (звеньев и редукторов) космического манипулятора [1]. Как показал опыт исследования конкретных технических систем, в подобных случаях целесообразно использование совокупности моделей динамики с различной степенью полноты учета кинематических и динамических свойств моделируемого объекта. При этом возможен как поэтапный подход к анализу последовательно вводимых упрощающих предположений относительно учитываемых свойств объекта [1], так и строгие математические приемы построения приближенных математических моделей [2].

1. Особенности синтеза системы управления космическим манипулятором / А.П. Алпатов, П.А. Белоножко, П.П. Белоножко, С.В. Тарасов, А.А. Фоков // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем. – 2010. – Т. 15, № 2(31). – С. 38 – 57.

2. Методы А.М. Ляпунова в динамике систем гиросtabilизации и ориентации / Л.К. Кузьмина // Третья Международная конференция

«Космические технологии: настоящее и будущее», Днепропетровск, Украина, 20-22 апреля 2011 года. – Днепропетровск, 2011. – С. 39.

**МОДЕЛИРОВАНИЕ РЕЖИМОВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
МАЛОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
ДЛЯ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ**

Е.С. Лобусов, А.В. Фомичев

(Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана)

a.v.fomichev@bmstu.ru

На пассивных участках полёта основное назначение системы управления движением и навигации (СУДН) – управление движением МКА относительно центра масс (ориентация и стабилизация). Данная работа посвящена разработке и исследованию режимов управления угловым движением МКА при свободном полёте по заданной, слабо изменяющейся орбите. Указанные режимы реализует подсистема СУДН МКА – система управления ориентацией и стабилизации (СУОС), построенная с использованием бесплатформенной инерциальной навигационной системы БИНС.

Разработано научно-методическое (математическое и алгоритмическое) и программное обеспечение учебно-исследовательского стенда математического моделирования основных режимов функционирования системы управления ориентацией и стабилизации перспективного малогабаритного космического аппарата на пассивных участках орбитального полёта.

Для пассивных участков полёта МКА:

- показано, что основные режимы СУОС МКА можно объединить в одну функциональную систему, в основу которой положен кинематический принцип формирования закона управления и аппарат алгебры кватернионов;
- разработаны функционально-структурная схема и математические модели основных режимов СУОС МКА, которые предусматривают её ориентацию как в фиксированной (инерциальной) СК (режимы ИСКТ, ИСК), так и во вращающейся СК (режим ОСК-Р);
- предложен вариант практической реализации режима программных разворотов на основе эквивалентного кинематического движения, при котором КА переводится из начального углового положения в конечное по заданной совокупности параметров, определяющих раз-

ворот, а движение осуществляется относительно пространственной оси эквивалентного разворота;

- для каждого из режимов СУОС МКА синтезирован соответствующий закон управления.

Разработан учебно-исследовательский программный комплекс с использованием численных процедур универсальной вычислительной среды *Matlab*, позволяющий исследовать функционирование датчиков первичной информации, алгоритмов обработки навигационной информации и функционирование бесплатформенной СУДН МКА на этапе орбитального полёта с учётом действия возмущений объекта и внешней среды.

С помощью учебно-исследовательского программного комплекса подтверждена работоспособность и высокая эффективность предложенной функционально-структурной схемы, в основу которой положен кинематический принцип формирования закона управления и аппарат алгебры кватернионов, а также разработанных математических моделей и синтезированных законов управления для основных режимов управления угловым движением МКА (режимы ИСКТ, ИСК, ОСК-Р, «Программный разворот», «Закрутка», «Стабилизация»).

Разработанный учебно-исследовательский программный комплекс для моделирования режимов функционирования бесплатформенной системы управления движением малого космического аппарата, может использоваться как в НИР, так и в учебном процессе.

**ИДЕНТИФИКАЦИЯ ОТКАЗА ДАТЧИКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ
ВРАЩЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

Н.М. Задорожная, П.А. Самус***

*(Россия, Москва, *МГТУ им. Н.Э. Баумана, **МОКБ «Марс»)*

zanatalie@yandex.ru

В работе рассматривается применение математической модели (ММ) вращения космического аппарата (КА) для оценки вектора угловой скорости и его сравнения с показаниями гироскопического измерителя вектора угловой скорости в целях идентификации отказа одного из его измерительных каналов.

В традиционных системах стабилизации и ориентации в качестве основной используется информация, получаемая от гироскопического

измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС) и периодически корректируемая показаниями с астродатчиков (АД). Несмотря на высокую надежность измерительных приборов, используемых в космической промышленности, существует вероятность их отказа.

При отказе одного из четырёх измерительных каналов ГИВУС возникает необходимость использования альтернативных методов контроля.

Одним из наиболее эффективных и реализованным на данный момент методом является астроконтроль ГИВУС. Постоянно работающие АД формируют астрокватернион, который сравнивается с гирокватернионом. При возникновении большого рассогласования между ними запускается режим астродиагностики ГИВУС. Система автоматически без потери ориентации переходит в режим стабилизации на АД (без использования информации с ГИВУС).

При штатном функционировании КА, включение АД осуществляют только для проведения операции калибровки дрейфов ГИВУС. В нештатном режиме астроконтроля ГИВУС хотя бы один из трёх АД работает постоянно, что значительно сокращает срок его работы.

В целях сохранения работоспособности АД в течение всего срока эксплуатации КА в данной работе рассматриваются алгоритмы, использующие ММ для оценки угловой скорости КА и её последующего сравнения с угловыми скоростями, формируемыми ГИВУС.

Данный подход позволяет осуществлять работу на АД по штатному режиму, что существенно увеличивает срок эксплуатации датчика и длительность функционирования КА на орбите при отказе одного информационного канала ГИВУС.

СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ УГЛА ПОВОРОТА ВАЛА В ДИАПАЗОНЕ $\pm 360^\circ$

П.Е. Гавриш, Ю.Е. Муравяткин, В.П. Лянзбург

(Россия, Томск, ОАО «НПЦ «Полюс»)

POLUS@ONLINE.TOMSK.NET

Развитие техники микроконтроллеров и процессоров, расширение их функциональных возможностей формирует устойчивую тенденцию создания систем, использующих частично или полностью цифровые методы управления. Исходя из этого, разработан новый подход к построению системы измерения угла (СИУ) поворота вала в диапазоне $\pm 360^\circ$, состоящей из устройства преобразования данных и датчика угла. Осо-

бенностью этой СИУ является то, что в ней для повышения точности используется датчик с коэффициентом редукции 3:32, где каждые 120° его выходная амплитуда изменяется на один период по грубому отсчету (ГО), а каждые 11,25° – на один период по точному (ТО). При повороте на 360° число периодов равно передаточному отношению электрической редукции по ГО и ТО. Поэтому код истинного угла необходимо вычислять по определенному предлагаемому алгоритму. В структурную схему устройства преобразования данных входят следящий цифровой преобразователь угла и микроконтроллер, их основная задача заключается в формировании напряжения возбуждения для датчика угла (индукционного редуктосина), оцифровывании полученного аналогового сигнала и определении конечного значения угла поворота вала в цифровом виде. В результате исследований разработаны принципиальная схема, схема печатной платы, алгоритм и программа работы микроконтроллера. По результатам испытаний максимальная погрешность системы не превышает 1,5'. Предложенная схема и алгоритм позволяют реализовать СИУ в силовых гироскопических комплексах, используемых в космической технике, что позволит повысить точность работы, уменьшить массогабаритные показатели, снизить энергопотребление, а также увеличить быстродействие.

МОДЕЛИРОВАНИЕ РЕАКТОРА КОСМИЧЕСКОЙ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ

А.Л. Войцеховский

(Россия, Реутов М.О., ОАО «ВПК «НПО машиностроения»)

alv@mail.ru

Дальнейшее освоение космоса ставит перед учеными вопросы разработки и применения на космических аппаратах ядерных энергетических установок (ЯЭУ) нового поколения.

Для отработки системы управления космической ЯЭУ предлагается использовать имитатор реактора. В докладе рассмотрена идеология моделирования реактора на различных электронных компонентах:

- аналоговых операционных усилителей;
- цифровых микросхемах средней степени интеграции;
- однокристалльных микроконтроллерах.

Имитатор реактора позволяет моделировать ЯЭУ различных типов и мощности, обрабатывать системы управления перспективных ЯЭУ ав-

тономно и в составе стенда полунатурного моделирования космического аппарата.

Проведение испытаний с имитатором позволяет моделировать в реальном времени автоматическое и ручное управление мощностью реактора, аварийный сброс мощности реактора и другие режимы.

Применение электронной модели реактора для отработки космической ЯЭУ сокращает финансовые затраты, исключает экологический риск.

МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ РАДИОКАНАЛА

С.А. Сливко, А.Н. Нестеренко, Ю.В. Мельников,

В.А. Решетов, Я.Ю. Саблина

(Россия, Реутов М.О., ОАО «ВПК «НПО машиностроения»)

vpk@nptomash.ru

Одними из важнейших элементов системы управления беспилотного летательного аппарата (БПЛА) являются информационные каналы, используемые для приведения БПЛА в заданное положение. Каналы могут быть реализованы на различных физических принципах, это может быть: инерциальная навигационная система, спутниковая навигационная система, радиоканал, оптические каналы и т.д.

Для отработки комплексного функционирования системы управления требуется разработать модели каналов. Данная работа посвящена разработке многофункциональной модели радиоканала (РЛК) БПЛА.

Для реализации модели, позволившей бы отрабатывать широкую номенклатуру режимов работы и различных условий применения, потребовалось произвести глубокий анализ предметной области для выявления факторов, влияющих на работу радиоканала.

В результате анализа было выяснено, что многофункциональная модель РЛК должна в себя включать элементы, отражающие функционирование прибора, и элементы, реализующие данные целевой и помеховой обстановки, сформированные с использованием сигнала излученного РЛК, так же определены основные режимы работы: моноимпульсное автосопровождение и обнаружение, получение высокодетальных изображений местности.

В результате анализа полученных требований, было решено, что наиболее гибкой для конфигурирования является модульная структура модели РЛК. Синтез модели проводился с учетом проанализированных требований, влияющих на работу радиоканала.

Модульное построение позволило за счет конфигурирования моделей, охватить большой объем различных видов РЛК при учёте всех требуемых для отработки условий (различные погодные, помеховые условия и т.д.) и режимов работы радиоканала. При этом модель получает свойство масштабируемости и приобретает широкие возможности по конфигурированию. Это позволило сказать об многофункциональности модели радиоканала.

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ МОДУЛЯЦИИ СИГНАЛА

С.А. Сливко, А.Н. Нестеренко, Ю.В. Мельников,

И.С. Романов, Я.Ю. Саблина

(Россия, Реутов М.О., ОАО «ВПК «НПО машиностроения»)

vprk@nptomash.ru

В настоящее время одной из актуальных проблем при разработке РЛС является увеличение дальности работы с целью решения широкого круга задач. Для увеличения дальности необходимо повышать энергетику принимаемого сигнала. Существует несколько способов повышения:

- повышение мощности излучения;
- увеличение коэффициента усиления антенного устройства;
- использование модулированного сигнала большой длительности («длинного сигнала»).

Использование модулированного сигнала позволяет увеличить энергетическую мощность, а значит повысить вероятность обнаружения объекта при заданной мощности. При этом разрешающая способность по дальности определяется длительностью дискрета модуляции.

В работе рассматривается применение фазоманипулированных сигналов (закон изменения фазы задается кодовым словом). Целью работы является получение методики определения оптимальных кодов при фазовой кодовой манипуляции, обеспечивающих оптимальное качество получаемых изображений для данного вида сигналов. В работе предлагается производить выбор кода путем перебора с последующим выявлением кодов с минимальным отношением сигнал/шум по автокорреляционной функции. Так же в работе приводится анализ полученных кодов. Проведенный анализ показал:

-
- увеличение длины (простого числа) манипуляции в общем случае позволяет уменьшить уровень боковых лепестков автокорреляционной функции;
 - наиболее простым методом выбора кода в современных условиях является перебор кодов с выбором значений, обеспечивающих минимальный уровень боковых лепестков автокорреляционной функции;
 - коды, оптимальные по автокорреляционной функции, не всегда обеспечивают лучший результат, по взаимной корреляционной функции, при работе по определенным объектам, целесообразно ограничивать набор кодов, специально подобранных прогнозируемых условий использования.
-