

Системы управления космических аппаратов и комплексов

АКТУАЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СРЕДСТВАМИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

*А.Т.Горяченков, В.Г.Динеев, М.И.Ковригин, Э.А.Колозезный, И.В.Теплова
(ФГУП «ЦНИИ Машиностроения»)*

Современное состояние отечественного ракетостроения характеризуется проведением модернизации парка ракет-носителей. Модернизации РН «Протон», «Союз» в первую очередь, обусловлены необходимостью замены аналоговых систем управления на систему управления на основе бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ) с современной элементной базой.

Основные условия, которые должны быть выполнены в результате отмеченных модернизаций – сохранить высокий уровень надежности отечественных РН, обоснованно признанный лучшим в мире по результатам уже не одной тысячи пусков. Исходя из этого к актуальным вопросам повышения эффективности ракет-носителей средствами систем управления движением относятся минимизация зон падения отработавших первых ступеней, повышенная безопасность полета, особенно на начальном участке с решением средствами системы управления задач контроля параметров движения с целью выявления опасных ситуаций и формирования адекватных команд. Повышение эффективности модернизируемых РН, в частности, связано с использованием головных обтекателей повышенных диаметров для обеспечения выведения крупногабаритных полезных нагрузок, что приводит к возрастанию аэродинамических нагрузок. Их минимизация средствами систем управления приводит к усложнению задач управления движением на атмосферном участке движения с использованием принципа инвариантности к метеоусловиям в период запуска ракет, а их отработка – как показывает мировой опыт – требует адекватных моделей системы управления и возмущающего процесса, учитывающих их спектральные свойства.

Современные подходы к анализу систем управления требуют более широкого внедрения вероятностных методов анализа устойчивости и управляемости движения РН с учетом статистических моделей параметрических разбросов и внешних возмущающих воздействий для постепенного снижения диапазонов разбросов параметров за счет корректного формирования режимов испытаний на основе использования гипотезы о статистической независимости случайных реализаций различных характеристик.

Указанные мероприятия должны внести вклад в обеспечение конкурентоспособности отечественных РН на рынке космических услуг.

ОБОСНОВАНИЕ ПРИНЦИПОВ ПОСТРОЕНИЯ И ОСНОВНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ИНТЕГРИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ И РАЗГОННОГО БЛОКА

Е.В.Пустовалов, Е.М.Сумец, А.Н.Сумец, Г.Н.Шаров, Л.В.Эртман (4 ЦНИИ МО РФ)

Проведено обоснование рациональных уровней интеграции структуры, аппаратного состава и программно-алгоритмического обеспечения (ПАО), а также разработаны предложения по принципам построения интегрированной системы управления (ИСУ) для различных вариантов использования перспективных ракет-носителей (РН) и разгонных блоков (РБ).

Для РН, ступени которых комплектуются из универсальных ракетных модулей (УРМ), интеграция СУ должна осуществляться в рамках каждого УРМ на основе универсального вычислительного устройства и коммутационно-преобразующего устройства (КПУ), устанавливаемых на УРМ и обеспечивающих управление бортовыми системами модуля, интегрированных по функциональному назначению. При этом командно-вычислительное (КВЯ), установленное на верхней ступени РН, осуществляет управление полетом РН на всех участках траектории выведения КА и выдает команды на вычислительные устройства УРМ для реализации ими требуемых алгоритмов управления смежными системами. В ИСУ РН должна быть предусмотрена возможность комплексирования КВЯ с аппаратурой спутниковой навигации (АСН) после прохождения плотных слоев атмосферы. Такая иерархическая структура ИСУ РН, кроме преимуществ "лифтовой" системы, позволяет распараллелить процесс создания и обеспечить автономную отработку аппаратуры и ПАО бортовых систем РН в составе отдельных УРМ.

Для перспективных РБ интеграция СУ полетом также должна осуществляться на основе универсального КВЯ и КПУ с возможностью комплексирования КВЯ с астродатчиками и с АСН.

Использование КВЯ и принципов гибкого управления в ИСУ позволит обеспечить выведение КА в инерциальном режиме на целевые орбиты с точностью, в 1,5...2 раза превышающую точность выведения

КА существующими РН и РБ, и с надежностью $P(\Omega)$ выведения КА в заданную область космического пространства, равной $P(\Omega)=0,995$ при уровне доверительной вероятности не менее $\gamma=0,9$.

Использование в ИСУ информации от астродатчиков и АСН позволит дополнительно повысить точность выведения КА на $\sim 30\%$ и $\sim 70\%$ соответственно по сравнению с точностью выведения КА в инерциальном режиме.

Масса ИСУ движением перспективных РН с РБ может уменьшиться примерно на 20% по сравнению с массой СУД разрабатываемых ракет космического назначения.

ОБ ОСНОВНЫХ НАПРАВЛЕНИЯХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПО РАЗРАБОТКЕ УНИФИЦИРОВАННОГО МЕТОДА УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ РКН

А.В.Пролетарский (МГТУ им. Н.Э.Баумана)

Задача проведения комплексных исследований по разработке унифицированного метода управления полетом ракет космического назначения (РКН) является многопараметрической и многокритериальной.

В общем случае движение РКН осуществляется по разветвляющимся траекториям, включающим последовательные по времени участки приведения отделяющихся частей в заданные районы падения и выведения полезной нагрузки на орбиту. Каждому участку управляемого полета РКН, описываемому соответствующей динамической системой, набором используемых на РКН комплексов бортовых приборов, алгоритмов управления и данных об условиях полета соответствует стратегия управления, оптимизирующая некоторый комплексный критерий.

Непосредственное решение этой задачи является достаточно сложным. Если комплексный критерий обладает аддитивными свойствами, то задача распадается на ряд частных задач оптимизации по частным критериям, например, декомпозиция стратегии наведения РКН в цель на стратегии навигации, идентификации, прогноза и управления. В результате можно построить иерархию локальных задач. При этом на каждом этапе проводится сравнение альтернативных вариантов и выбор лучшего варианта. Для оценки эффективности системы управления (СУ), создаваемой на основе унифицированного метода управления полетом РКН разработаны критерии сравнительной оценки алгоритмов управления. В качестве критерия комплексной оценки целесообразно использовать экономические затраты, связанные с разработкой алгоритмов и их реализацией на борту РКН при выполнении заданной программы пусков. А при решении отдельных задач – использовать точностные, энергетические и другие характеристики РКН (загрузка БЦВК, рулевых органов, время выхода на рабочий режим, структура и оперативность пересчета полезного задания и т.д.).

Основными этапами комплексных исследований являются: оценка возможных допущений и упрощений задач синтеза алгоритмов управления; определение рациональных требований к точности управления полетом РКН; синтез квазиоптимальных по частным критериям алгоритмов решения задач навигации, идентификации, прогноза и управления на различных участках полета РКН; сравнительная оценка различных вариантов алгоритмов управления по критериям более высокого иерархического уровня.

Комплексные исследования позволяют обеспечить повышение ТТХ РКН, наметить перспективы развития, определить облик наиболее целесообразных унифицированных алгоритмов управления, смежных систем и СУ в целом.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ИНТЕГРИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ТРАНСПОРТНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИМ МОДУЛЕМ

Е.В.Пустовалов, Е.М.Сумец, А.Н.Сумец, Г.Н.Шаров, Л.В.Эртман (4 ЦНИИ МО РФ)

Показана целесообразность и принципиальная возможность создания высокоэффективных космических систем всепогодного и круглосуточного радиолокационного дистанционного зондирования Земли, обнаружения и сопровождения воздушных объектов на базе однотипных КА, функционирующих на геостационарной (ГСО) и геосинхронных (ГСХО) орбитах при использовании в составе этих аппаратов транспортно-энергетического модуля на основе термоэмиссионной ядерной (ЯЭУ) или солнечной (СЭУ) энергоустановок и электроракетной двигательной (ЭРДУ) установки. Промежуточную орбиту выведения формирует ракета-носитель с разгонным блоком. Довыведение КА с ТЭМ на рабочую орбиту осуществляется с помощью ЭРДУ. Задача выведения решается особо сложно, если в качестве рабочей орбиты используется ГСО, поскольку одновременно изменяется высота круговой орбиты и уменьшается ее наклонение. Проблемными вопросами выведения КА массой свыше 10 тонн являются: выбор оптимальных схем выведения на ГСО с учетом таких факторов, как оптимальное разделение задач между ЭРДУ и жидкостными ракетными двигателями стабилизации, выбор наиболее эффективной структуры ЭРДУ и

схемы размещения двигателей на КА с учетом обеспечения управления вектором тяги на режиме довыведения.

С использованием разработанной комплексной методики обоснованы требования к системе управления, принципам ее построения, определены функции интегрированной системы управления (ИСУ) и получены основные технические характеристики ИСУ КА с ТЭМ.

Показано, что в состав ИСУ должны входить: БЦВС; коммутационно-преобразующее устройство, обеспечивающее связь и управление смежными системами, исполнительными органами и пироустройствами; комплекс приборов определения ориентации на Солнце и Землю, включающий инфракрасный датчик горизонта Земли и датчик горизонта Земли видимого диапазона; астродатчики; гироскопический измеритель вектора угловой скорости; комплекс управляющих двигателей малой тяги; бортовая кабельная сеть.

ИСУ позволит обеспечить следующие (3σ) точности ориентации и стабилизации КА с ТЭМ: по углам тангажа и рыскания до 6 угл. мин. с возможностью увеличения до 30 угл. сек. при решении целевых задач; по углу крена – до 30 угл. мин.; по угловой скорости – до 0,001 град/час; в процессе астрокоррекции – до 6 угл. сек. по каждой из осей. Масса аппаратуры ИСУ с учетом массы комплексов управляющих двигателей будет находиться в пределах 65–90 кг в зависимости от типа КА, среднее энергопотребление не более 200 Вт, срок службы порядка 13 лет.

ОБОСНОВАНИЕ НАПРАВЛЕНИЙ РАЗВИТИЯ БОРТОВЫХ ЦИФРОВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ ИЗДЕЛИЙ РКТ

*В.Г.Михайлов, В.Л.Михайлова, Г.Н.Шаров, Л.В.Эртман,
Е.В.Пустовалов (4 ЦНИИ МО РФ)*

Современный этап развития бортовых цифровых вычислительных систем (БЦВС) изделий ракетно-космической техники (РКТ) характеризуется наличием следующих проблемных вопросов: 1. Минимизация номенклатуры используемых в изделиях РКТ БЦВС и их компонентов. 2. Унификация БЦВС различных классов изделий РКТ (средств выведения, космических аппаратов). 3. Повышение эффективности использования БЦВС в изделиях РКТ. 4. Оптимизация затрат на создание и эксплуатацию БЦВС изделий РКТ в масштабе Минобороны России. 5. Повышение конкурентоспособности БЦВС и изделий РКТ в целом в связи с интеграцией России во всемирный рынок изделий РКТ на фоне негативных тенденций в отрасли. 6. Интеграция с мировыми стандартами в области средств вычислительной техники и БЦВС в частности и т.д.

При решении вышеперечисленных проблемных вопросов выделены следующие возможные направления развития БЦВС изделий РКТ:

- унификация БЦВС различных классов изделий РКТ и создание единого унифицированного ряда БЦВС с использованием магистрально-модульного подхода, унифицированного интерфейса и единого конструктивно-функционального модуля;
- интеграция в БЦВС не только функций по управлению движением и навигацией, но и системами аварийной защиты двигательной установки ракет-носителей, навигационной аппаратурой потребителя, системой телеметрических измерений и рядом других систем изделия РКТ;
- интеграция БЦВС систем управления и целевой аппаратуры космических аппаратов;
- унификация стойких и нестойких к поражающим факторам ядерного взрыва (ПФ ЯВ) БЦВС;
- повышение степени информационной безопасности и технологической независимости создания и эксплуатации БЦВС изделий РКТ в интересах Минобороны России.

В результате исследований разработан перспективный технический облик единого унифицированного ряда БЦВС многоцелевого назначения (МЦН) для применения в различных классах изделий РКТ. Выделены перспективные технологии для создания компонентов рассматриваемого ряда, осуществлена минимизация их номенклатуры. Показано, что для создания единого унифицированного ряда БЦВС МЦН в ближайшее время не удастся отказаться от использования импортной элементной базы. Показана высокая сложность и экономическая нецелесообразность унификации стойких и нестойких к ПФ ЯВ БЦВС.

КОМПЛЕКС ПРОГРАММ СБОРА, ОБРАБОТКИ И ХРАНЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ ДЛЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ НА ПРИМЕРЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА И ЕВРОПЕЙСКОГО ГРУЗОВОГО КОРАБЛЯ (АТV) МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

И.В.Дунаева, Е.А.Микрин (РКК «Энергия» им. С.П.Королева)

В проекте по созданию Международной космической станции (МКС) участвуют США, Россия, страны-члены Европейского Космического Агентства (ЕКА), Япония и Канада. Российские элементы станции объединены в единый Российский Сегмент (РС). Остальная часть станции составляет так

называемый Американский Сегмент (АС), в который входят элементы, предоставляемые нероссийскими партнерами.

Новый экипаж, оборудование, приборы, продукты питания, воду, топливо доставляют на МКС российские ТК «Союз», грузовые корабли «Прогресс» и американские корабли «Шаттл».

Грузовой корабль ЕКА Automated Transfer Vehicle (ATV) (ориентировочная дата запуска: август 2004 г.) создается совместно с РКК «Энергия» и предназначен для выполнения следующих задач МКС: реализации режимов системы управления движением и навигацией РС в состыкованном с МКС состоянии, включая задачи использования двигателей ATV в задачах управления ориентацией, разгрузки накопленного кинетического момента гироскопов, доразгона МКС и режимах передачи топлива из системы дозаправки ATV в общую двигательную установку (ОДУ) СМ или транзитом через ОДУ СМ в другие модули РС.

В докладе приведены схемы информационного обмена телекомандами, статусными данными (включая данные мониторинга) между ATV, РС МКС, экипажем МКС, ЦУП-М, ЦУП-ATV при взаимодействии как в состыкованной (по шине 1553), так и в расстыкованной (по межбортовой радиолнии) фазах полета. Рассматривается концепция сбора, хранения, обработки данных в бортовой вычислительной системе РС, работающей в режиме реального времени, а также на наземных средствах обработки и хранения информации (базы данных и др.).

РАСШИРЕНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ, ИСПОЛЬЗУЮЩЕЙ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ

С.Д.Пельпор (МГТУ им. Н.Э.Баумана)

Современная бортовая система управления (СУ) осуществляет движение летательного аппарата (ЛА) по программной траектории в соответствии с целью назначения. При этом ЛА фактически движется по возмущенной траектории, отклонение которой от номинальной происходит в соответствии с реальными тяговыми, весовыми и аэродинамическими характеристиками объекта. Для получения управляющих воздействий, удерживающих ЛА вблизи номинальной траектории, проводится стабилизация кинематических параметров в течение всего времени полета. Существуют также задачи управления ЛА, когда его выведение в заданную точку фазовых координат должно происходить в заданное время. Такие задачи (отделение ступеней, посадка, сближение, выход на орбиту и др.) решаются с помощью регуляторов конечных параметров (РКП), реализующих принципы терминального управления. Идея управления конечным состоянием на границах характерных участков траектории предполагает построение модели прогнозирования состояний управляемой динамической системы. В тех случаях, когда параметры ЛА и внешней среды изменяются в широких пределах «грубость» СУ может быть расширена за счет использования адаптивных принципов. Вместе с тем существует понятие отказоустойчивости СУ в силу множества возможных нештатных ситуаций, приводящих к потере эффективности СУ. В тех случаях, когда ресурсные возможности программно-аппаратных средств СУ оказываются недостаточными, разрешение подобных ситуаций в реальном времени возможно лишь путем реконфигурации структуры бортовой СУ. Самоорганизующаяся СУ с интеллектуальной поддержкой сценариев достижения исходной, скорректированной или реконструированной цели подразумевает рассмотрение «типичных задач» штатных и нештатных ситуаций с позиции принципа кинематической и динамической совместности в достижении возможной цели полета.

В то же время прогнозирование и планирование новых управленческих решений с учетом интерпретации ситуаций, не поддающихся полной формализации, приводит к необходимости использования моделей искусственного интеллекта. При этом бортовая СУ приобретает способность к ситуационному управлению, когда на основе обнаружения и распознавания критических моментов полета реализует возможное целевое назначение ЛА в рамках заложенных принципов организации вычислительной среды.

СИСТЕМОГЕНЕЗ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗВРАЩАЮЩИМИСЯ В АТМОСФЕРУ БЛА

К.А.Пупков, К.А.Неусытин (МГТУ им. Н.Э.Баумана)

Рассмотрены основные фазы системогенеза интеллектуальных систем (ИС) на примере интеллектуальной системы управления возвращающегося в атмосферу БЛА.

Использование ИС для управления возвращающимся в атмосферу БЛА позволяет снизить эффективность ПВО противника за счет отсутствия априорной информации о сценарии движения БЛА. Даже в случае, когда алгоритмы, критерии и пороговые значения критериев известны противнику, сохраняется неоднозначность выбора сценария движения БЛА, обусловленная индивидуальными особенностями измерительной аппаратуры БЛА. Относительно невысокая точность, а также и наличие

существенных индивидуальных особенностей измерительных систем и датчиков БЛА объясняется их низкой себестоимостью, естественной для систем одноразового действия.

Системогенез представляет собой процесс формирования функциональных систем на всем интервале работы ИС. Системогенез интеллектуальных систем можно разделить на виды или фазы, характеризующие состояние системы, например: пренатальный и постнатальный.

Пренатальный системогенез представляет разработку алгоритмического обеспечения и предварительное обучение системы до начала автономного функционирования.

Постнатальный системогенез можно разделить на три фазы:

- 1) развитие интеллектуальной системы в процессе функционирования;
- 2) описание периода функционирования интеллектуальной системы с максимальным развитием всех функциональных систем;
- 3) фаза снижения эффективности интеллектуальной системы, т.е. конечная фаза, завершающая цикл функционирования системы.

На всех фазах системогенеза в качестве ведущего фактора развития выступает полезный приспособительный результат.

Постнатальный системогенез включает три фазы: развитие (усложнение) интеллектуальной системы, полноценную работу интеллектуальной системы, имеющей структуру и ее наполнение, адекватное внешней среде и задачам функционирования, а также конечную фазу деструкции и прекращения функционирования интеллектуальной системы. Изучение особенностей работы интеллектуальной системы в каждой фазе системогенеза позволит поддерживать состояние гомеостатического в течение всего жизненного цикла возвращающегося в атмосферу БЛА.

ГЕНЕТИЧЕСКОЕ ПРОГРАММИРОВАНИЕ В ЗАДАЧАХ СТРУКТУРНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ МАНЕВРАМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*И.В.Белоусов, Г.Г.Плавник, Н.Б.Филимонов
(ФГУП «НПО Машиностроения», МГТУ им. Н.Э.Баумана)*

В теории и практике автоматического управления летательными аппаратами (ЛА) весьма актуальным является разработка компьютерных технологий выбора и обоснования структуры алгоритма управления маневром аппарата. В докладе обсуждается применение *генетического программирования* (ГП) в задачах автоматизированного синтеза и оптимизации структуры алгоритмов управления маневрами ЛА.

ГП – одно из направлений эволюционных вычислений, использующих генетической модели обучения в пространстве компьютерных программ. При этом, в отличие от генетических алгоритмов, в качестве индивидуумов, составляющих популяцию, выступают компьютерные программы. Последние, будучи исполненными, как раз и представляют собой кандидатов на решение оптимизационной задачи.

В задачах структурной оптимизации алгоритма управления ГП оперирует большими популяциями из сотен или тысяч индивидуумов – иерархически организованных компьютерных программ, как возможных вариантов структуры алгоритма управления. Здесь начальная популяция представляет собой совокупность случайным образом сформированных программ из определенного числа функций и терминальных символов, соответствующих рассматриваемой задаче управления (арифметические операции, математические функции, булевы операции и др. функции, а также переменные, числовые или булевы константы). Каждая индивидуальная программа в популяции оценивается с помощью некоторого показателя качества процесса управления. По результатам оценки, путем использования генетических операций скрещивания и мутации над индивидуумами-программами, создается новая популяция программ. В итоге наилучшая программа последнего поколения принимается за решение исходной задачи структурного синтеза алгоритма управления.

Для решения задачи структурной оптимизации алгоритмов управления с использованием ГП разработано специальное программное обеспечение (ПО ГП). Проведена верификация ПО ГП на тестовых модельных примерах выбора структуры алгоритма оптимального по быстродействию управления динамическими объектами, а также решена задача структурной оптимизации алгоритма управления пространственным маневром гипотетического аэродинамического ЛА. Полученные результаты подтверждают правильность выбора структуры алгоритма управления на основании экспертных оценок.

ПРИНЦИПЫ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ НАВЕДЕНИЯ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «СТАРТ»

Г.Н.Румянцев, С.И.Сагайдин, В.Д.Фурман (ФГУП НПО АП им. Н.А.Пилюгина)

В связи с рядом причин, таких как ограничение стратегических наступательных вооружений, моральное старение и истечение гарантийных сроков стоящих на вооружении баллистических ракет

приходится решать проблему их утилизации. Одним из наиболее рациональных решений проблемы утилизации является создание так называемых конверсионных ракет-носителей на основе двигательных установок (ступеней) и приборов системы управления утилизируемых ракет.

Космическая ракета-носитель "Старт" является конверсионной ракетой, состоящей из 4 ("Старт-1") или 5 ("Старт") ступеней большой тяги и доводочной ступени малой тяги, и предназначена для вывода КА на различные орбиты малой и средней высоты с размещением КА, при необходимости, в заданной точке круговой орбиты.

В докладе изложен метод терминального наведения многоступенчатой твердотопливной ракеты. Описывается метод сведения краевой задачи большой размерности к последовательному решению вложенных друг в друга задач меньшей размерности. Рассмотрена задача формирования траектории полета КА двигателем малой тяги доводочной ступени методом итеративного терминального управления. При этом требуется обеспечить круговую скорость и определенную ориентацию продольной оси КА к моменту полного выгорания топлива. В первой краевой задаче уточняется вектор корректирующей скорости. Используется численно-аналитический метод прогноза активного участка траектории и линейное уравнение коррекции. Во второй краевой задаче обеспечивается отработка вектора корректирующей скорости и требуемая ориентация продольной оси КА. Прогноз движения осуществляется по конечным формулам, предварительно, в предположении мгновенного разворота на направление бинормали к траектории, а на участке основного наведения с учетом плоского разворота на направление бинормали к орбите по дуге окружности. Регулируемый параметр – невязка скорости по бинормали к траектории в прогнозируемый момент набора КА запаса характеристической скорости. Параметр управления – координата начала движения по бинормали. Для замыкания обратной связи решается уравнение линейной коррекции. Производная регулируемого параметра по параметру управления вычисляется аналитически.

ЭКСПЕРТНЫЕ МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ УПРАВЛЯЕМОСТИ И УСТОЙЧИВОСТИ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НАИБОЛЕЕ ВЕРОЯТНЫХ ПРЕДЕЛЬНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ

В.Г.Динеев, И.В.Теплова (ФГУП «ЦНИИ Машиностроения»)

В практике сертификации систем управления движения ракет-носителей (РН) в случаях первых натурных испытаний или значительных модификаций РН часто возникает необходимость независимого исследования при подготовке экспертного заключения о достаточности наземной отработки вопроса обеспечения управляемости и устойчивости движения. Поскольку на этом заключительном этапе работ количество случайных параметров, входящих в описание замкнутой системы является максимальным, наиболее простым методом исследования является метод статистического моделирования Монте-Карло (МС).

Получив в процессе экспертизы методом МС оценки средней величины и дисперсии функционала, можно найти его предельную величину, которая либо не превышает установленного для ее величины ограничения на максимальную величину, либо превышает. В первом случае имеем дело с подтверждением удачного проектирования объекта и СУ, во втором случае имеем дело с недостаточной глубиной проектирования, поскольку случайные разбросы параметров системы и возмущений приводят к невыполнению установленных требований. Во втором случае конструктивный подход к проведению экспертизы требует дать доказательства достоверности независимых расчетов.

Для этих целей используется предельный наиболее вероятный детерминированный режим, рассчитанный на основе статистических моделей разбросов параметров и возмущений, который для класса линеаризуемых систем приводит к тому же предельному значению функционала, что и МС. Его параметры задаются в этом случае в пространстве случайных параметров координатами точки пересечения вектора градиента функционала с гиперплоскостью его равных значений на границе доверительной области.

Зная наиболее вероятное предельное возмущение можно определить разбросы тех параметров, которые оказывают наибольшее влияние на функционал в предельном режиме, и установить новые, более жесткие требования к разбросам критических параметров для выполнения требований по обеспечению управляемости и устойчивости движения.

МЕТОДЫ ВЕРОЯТНОСТНОГО АНАЛИЗА УСТОЙЧИВОСТИ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СРЕДСТВ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Э.А.Колозезный, В.Г.Динеев, И.В.Теплова (ФГУП «ЦНИИ машиностроения»)

Динамические модели современных ракет-носителей (РН) для исследования устойчивости задаются уравнениями возмущенного движения объекта, учитывающими наряду с твердым телом дополнительные степени свободы, характеризующие колебания топлива в баках и различные формы упругих колебаний

корпуса РН. Эти уравнения для замыкания системы управления должны быть дополнены уравнениями датчиков, фильтров, усилителей и рулевых приводов, а также в модель движения должны быть включены возмущения от погрешностей изготовления конструкции и внешние возмущениями, например, ветровые.

Возмущения и практически все параметры модели имеют случайные разбросы и должны быть представлены вероятностными моделями в виде случайных величин или функций.

Реализациями случайных параметров на основе математического моделирования определяются решения системы на заданном отрезке времени. Для количественной меры выполнения заданных технических требований на основе решений системы рассматриваются различные функционалы. Например, в качестве функционала рассматривается максимально возможная величина угла атаки на участке максимальных скоростных напоров, определенная по решениям системы на множестве всех случайных параметров. При этом необходимо оценить максимально возможную величину функционала без превышения уровня доверительной вероятности ее реализации. Для получения функции распределения функционала и его предельных значений всегда можно воспользоваться универсальным методом статистического моделирования (методом Монте-Карло). Однако в практике проектирования такие факторы как использование реальной аппаратуры, необходимость знания адекватного предельного режима и др. требуют определения предельных наиболее вероятных детерминированных режимов на основе статистических моделей разбросов параметров и возмущений. Для этих целей разработаны методы вероятностного анализа устойчивости движения ракет-носителей с использованием средств математического моделирования, которые в классе характерных для РН моделей движения и возмущений позволяют определять детерминированные предельные с заданным уровнем доверительной вероятности режимы испытаний.

О ПАРАДОКСАХ ПРАКТИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ НЕКОТОРЫХ ТЕОРЕТИЧЕСКИХ ПОЛОЖЕНИЙ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ ИДЕНТИФИКАЦИИ

В.Н.Тибабиев, С.В.Тибабиев (МГТУ им. Н.Э.Баумана)

Ставится задача определения величин пределов интегрирования, при которых уравнения Винера-Хопфа с конечными пределами интегрирования можно считать близким в смысле определенного критерия близости, например, малости расстояния между нормами операторов, к исходному уравнению с бесконечными пределами интегрирования.

Показано, что при таком критерии близости не возможно указать конечные, сколь угодно большие значения пределов интегрирования, при которых уравнение с конечными пределами интегрирования можно брать в качестве приближения к исходному уравнению Винера-Хопфа с бесконечными пределами интегрирования.

Показано, что оператор Винера-Хопфа в пространстве с бесконечной мерой интегрируемых с квадратом функций неограничен. К таким уравнениям не применим метод регуляризации.

В известной теории для случайных стационарных непрерывных процессов с нормальным законом распределения и с нулевым средним значением определено условие эргодичности. Из условия следует, что если корреляционная функция таких процессов принадлежит к гильбертову пространству интегрируемых с квадратом функций с бесконечной мерой H , то такой процесс обладает эргодическим свойством. Показано, что множество таких случайных процессов являются элементами того же гильбертова пространства H . Функции, принадлежащие к гильбертову пространству H , являются быстро убывающими функциями на бесконечности. Поэтому такие случайные функции не могут быть стационарными. В гильбертовом пространстве H нет функционалов и операторов, реализующих операцию усреднения по времени.

Приведенные выкладки показывают, что перечисленные теоретические положения не могут непосредственно применяться на практике, однако парадоксальным является факт, что в некоторых, нередких случаях, по сути некорректное использование конечных пределов интегрирования в уравнении Винера-Хопфа, применение метода регуляризации и использование свойства эргодичности случайных стационарных процессов приводит к положительным результатам.

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ПОЛЕТЕ ПО ИНФОРМАЦИИ АСТРОПРИБОРОВ

*Ю.Г.Алдошкин, А.Н.Чулин
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина, МГТУ им. Н.Э.Баумана)*

Трехосная ориентация связанной системы координат (ССК) КА относительно инерциальной системы координат (инерциальная) определяется по информации астродатчиков в два этапа. Первоначально выполняется грубая оценка инерциальной ориентации по Солнцу и Земле (солнечно-земная ориентация,

СЗО), после чего ориентация уточняется по информации астровизирующих устройств (АВУ) в кардановом подвесе. При этом ошибка СЗО преимущественно зависит от инструментальной погрешности прибора ориентации на Землю (ПОЗ).

В докладе рассматривается задача оценки в полете погрешностей определения СЗО с целью уточнения информации ПОЗ и компенсации его систематических ошибок. Для оценки используется телеметрическая информация АВУ, представляющая собой программные и измеренные углы азимута и возвышения рабочих звезд в системах координат АВУ.

Программные угловые координаты рабочих звезд соответствуют СЗО, измеренные – звездной ориентации (ЗО). За оценку ошибок СЗО принимаются углы рассогласования между СЗО и ЗО относительно осей ССК. Для оценки углов рассогласования по программным и измеренным угловым координатам рабочих звезд рассчитываются соответственно матрицы программной и измеренной ориентации ССК и матрица рассогласования между ними, а по матрице рассогласования – углы рассогласования относительно осей ССК. Полученные углы рассогласования пересчитываются в приборную систему координат ПОЗ, в результате чего определяется погрешность ПОЗ.

МЕТОД И ДЕМОНСТРАЦИЯ РАБОТЫ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ПО ИЗОБРАЖЕНИЮ МИШЕНИ В ВИЗИРЕ СПЕЦИАЛЬНОМ КОСМОНАВТА ДЛЯ ПРИЧАЛИВАНИЯ К МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

*И.В.Воронец, А.Е.Маликов, Д.А.Темарцев, Д.А.Забавников
(РГНИИЦПК им. Ю.А.Гагарина, Тамбовский ГТУ)*

Система управления (СУ) транспортного корабля (ТК) при причаливании имеет два контура управления: автоматический и ручной. В состав СУ входит измеритель параметров относительного движения (ПОД) – радиотехническая система сближения (РТСС) «Курс». В автоматическом режиме используется РТСС, а в ручном визир специальный космонавта (ВСК), проецирующий в область зрения космонавта в координатах экрана ВСК специальную мишень, установленную на стыковочном узле Международной космической станции (МКС).

Для повышения эффективности работы СУ на основе совершенствования информационного обеспечения (ИО) наиболее ответственного участка этапа причаливания разработан метод автоматического определения ПОД по изображению мишени в ВСК.

Метод отличается автоматическим измерением ПОД по наблюдаемой космонавтом мишени МКС, что позволяет для автоматического режима и для ручного режима повысить точность и достоверность определения ПОД, представить космонавту информацию о процессе причаливания в виде, интерпретированном на фоне пространственного положения объектов с изображением зоны безопасного причаливания, безопасного увода и рекомендаций по управлению движением ТК, соответствующих эргономическим особенностям органов управления.

В разработке использованы методы нейрокомпьютерного распознавания геометрических объектов, специализированная программа загрузки изображения в ПК в реальном времени, алгоритмы сопровождения динамического изображения, выделения информативных признаков, определения ПОД и расчёта целеуказаний по данным прогноза или РТСС, используются возможности DirectX 8.0 для работы с цифровыми камерам. Метод апробирован при полунатурном моделировании в системе, состоящей из ПК, цифровой видеокамеры, платы сопряжения типа IEEE 1394, программного обеспечения.

В докладе демонстрируется работа системы путём воспроизведения с видеокамеры в реальном масштабе времени изображения ВСК, полученного в ходе тренировок космонавтов на тренажёре ручной стыковки, приводятся выводы.

ТЕХНОЛОГИЯ РАЗРАБОТКИ НА ЯЗЫКЕ ВЫСОКОГО УРОВНЯ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ УПРАВЛЯЮЩИХ ЭВМ

А.А.Грачев, Г.Н.Румянцев, В.Д.Фурман (ФГУП НПП АП им. Н.А.Пилюгина)

В состав систем управления ряда уже эксплуатируемых и вновь разрабатываемых ракет-носителей космического назначения и разгонных блоков, таких как «Протон-М», «Зенит-SL», «Аврора», «Старт», «Фрегат», а также ракет специального назначения входят бортовые цифровые вычислительные машины (БЦВМ), в которых данные представлены в формате целых чисел. Разработка бортового программно-математического обеспечения (БПМО) для таких БЦВМ с использованием известных сегодня и практически применяемых технологий является достаточно сложной задачей, в процессе выполнения которой возникают трудно обнаруживаемые ошибки. В основном это ошибки, связанные с неправильным выбором масштаба

представления чисел с плавающей точкой, поскольку при выборе масштаба приходится искать некоторый оптимум между максимальной точностью решения задачи с большим диапазоном изменения числовых параметров, значения которых зависят от условия применения, переполнением разрядной сетки БЦВМ и потерей значимости при вычислениях. Поиск указанных ошибок выполняется, как правило, на конечных этапах разработки БПМО, требует создания сложных отработочных комплексов и проведения большого количества испытаний.

В докладе рассматривается технология разработки программного обеспечения управляющих ЭВМ с целочисленной системой команд с использованием объектно-ориентированного языка программирования высокого уровня С++. Предложены специализированные типы (классы) языка С++, свойства и набор методов которых упрощают выбор масштабов представления чисел с плавающей точкой в разрядной сетке ЭВМ, обеспечивают возможность параллельных вычислений с плавающей точкой и вычислений в целых числах с контролем особых ситуаций (переполнение, потеря значимости, отсутствие значения), а также возможность оценки вычислительной погрешности по каждой переменной. Описываются принципы построения транслятора с языка С++ со специализированными типами переменных на ассемблер управляющей ЭВМ, приведены примеры результатов трансляции и характеристики объектного кода.

Предлагаемая технология представляется значительным шагом на пути к полной автоматизации создания надежного БПМО для БЦВМ с целочисленной системой команд.

ПРИВИТИЕ НАВЫКОВ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ МАНИПУЛЯЦИОННЫМИ РОБОТАМИ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ НА УНИВЕРСАЛЬНОМ ФУНКЦИОНАЛЬНО-МОДУЛИРУЮЩЕМ СТЕНДЕ И МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ОПЕРАТОРСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ КОСМОНАВТОВ

*В.И.Полухин, Е.И.Жук, И.В.Воронец
(РГНИИЦПК им. Ю.А.Гагарина)*

Развертывание на орбите Международной космической станции (МКС) и оснащение ее космическими манипуляционными роботами (КМР), управляемыми космонавтами-операторами, ставит перед обучающим персоналом сложные задачи по достаточной подготовке космонавтов к работе с данными КМР, основным звеном которой является управление КМР, так как эффективность системы управления КМР во многом зависит от степени подготовленности космонавтов.

Для этих целей РГНИИЦПК располагает рядом технических средств подготовки космонавтов (ТСПК), предназначенных для практической подготовки космонавтов в разном объеме и на разных этапах подготовки. Так комплексные тренажеры используются в основном на заключительных этапах подготовки и значительно реже по сравнению со специализированными стендами, главными отличительными особенностями которых являются максимальная доступность для обучаемого при идентичности основных интерфейсов управления.

Одним из представителей этого класса ТСПК по направлению космическая робототехника является разработанный и созданный НИИ СМ МГТУ им. Н.Э.Баумана универсальный функционально-моделирующий стенд (УФМС) КМР. Это единственный в мире стенд, позволяющий обучать космонавтов навыкам управления по любому КМР (КМР МКС или гипотетическому) с семью и менее степенями свободы. Зарубежные национальные космические агентства имеют подобные стенды, но без гибкого программного обеспечения, т.е. только под свои КМР.

Но как оценивать операторскую деятельность по КМР, по каким критериям? В нашей стране велись работы в этом направлении в рамках СБМ "Буран", но принципы оценки операторской деятельности и методики оценивания с автоматическим выставлением оценки космонавту не были разработаны. Вариант методики предложен Канадским космическим агентством, но не внедрён в процесс подготовки астронавтов.

Сложность оценивания обусловлена специфичностью и широким спектром задач, предполагаемых к решению с помощью КМР. Отсюда вытекает проблема выбора параметров оценивания по их степени важности в зависимости от цели и условий решаемой задачи: точность, время, ускорения, энергозатраты и т.п.

В докладе представлен проект методики оценивания операторской деятельности на УФМС КМР в описательном и формализованном виде.

СТРУКТУРА И ФУНКЦИИ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО РАБОЧЕГО МЕСТА МОНИТОРИНГА ЗЕМЛИ НА ДОЛГОВРЕМЕННЫХ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЯХ

В.И.Дубинин, В.М.Жуков (РГНИИЦПК им. Ю.А.Гагарина)

Для проведения космических экспериментов по визуально-инструментальным наблюдениям и дистанционному зондированию Земли (ВИН и ДЗЗ) долговременные орбитальные станции (ДОС)

оснащаются стационарной и портативной аппаратурой ВИН и ДЗЗ. Опыт полетов на орбитальном комплексе «Мир» показал, что проблема эффективного управления и применения большого количества разнотипных средств ВИН и ДЗЗ, установленных на одной космической платформе, является актуальной.

Отличительными особенностями операций мониторинга Земли (МЗ) из космоса являются обширный территориальный охват, регистрация проявлений различных по физической природе явлений и процессов, влияние на информационное содержание данных ДЗЗ атмосферы, времени суток и сезона, использование различных способов управления аппаратурой ВИН и ДЗЗ.

Для управления аппаратурой ВИН и ДЗЗ ДОС применяются автоматический, ручной и телеоператорный режимы. Существующий подход к управлению научной аппаратурой имеет ряд недостатков: потеря части информации МЗ из-за переполнения запоминающих устройств или перезаписи, перегрузка каналов связи «борт – Земля» неселектированной информацией.

Сравнительный анализ способов управления показал, что эффективность операций МЗ, осуществляемых с применением ДОС, может быть повышена по показателю оперативности доставки информации потребителю за счет создания бортового автоматизированного рабочего места мониторинга Земли (АРМ МЗ) и повышения автономности работы экипажей в данном виде деятельности.

Для реализации АРМ МЗ могут быть использованы: высокопроизводительная ЭВМ, система визуализации изображений, построенная по технологии «видеокуб», органы управления аппаратурой ВИН и ДЗЗ, программное обеспечение (ПО). ПО АРМ МЗ включает общее и специальное ПО, функционирующие под управлением программного диспетчера с использованием технологии клиент/сервер.

Специальное ПО должно содержать банк алгоритмов, базы данных и знаний, процедуры ГИС-обработки, пакеты программ контроля состояния и управления аппаратурой ВИН и ДЗЗ и связи, программный генератор пользовательского интерфейса.

Проблема эффективного применения средств ДЗЗ непосредственно связана с проблемой их комплексирования. В этом аспекте АРМ МЗ можно рассматривать как системообразующий элемент перспективных комплексов МЗ ДОС.

КОМПЛЕКС ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ ОТРАБОТКИ И ИСПЫТАНИЙ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Э.Д.Суханов (ФГУП «НПО Машиностроения»)

Рассматривается новый подход к отработке и испытанию систем управления аэрокосмическими летательными аппаратами (ЛА), бортового программно-математического обеспечения и полетных заданий.

Новизной рассматриваемого подхода является сочетание методов натурного и математического моделирования. Адаптация реализуется путем изменения объемов, как математического моделирования, так и натуральных экспериментальных исследований в зависимости от целей и задач испытаний, стадий создания ЛА и имеющихся в распоряжении исследователя ресурсов.

Разработанные на основе концепции адаптации алгоритмы, программы и технические решения физически реализованы в комплексе полунатурного моделирования (КПМ), включающим в себя объект испытаний – функционально-действующее изделие, вычислительно-моделирующие средства, математическое и программное обеспечение испытаний, динамические следящие стенды, систему имитаторов, измерительно-информационную систему, обслуживание системы и техническое вспомогательное оборудование.

В процессе адаптации изменяются структура и аппаратурный состав КПМ, а также программное обеспечение испытаний. Эффективность предложенного подхода подтверждается результатами разработки и наземной экспериментальной отработкой перспективного крылатого аппарата, совершающего сложные высокодинамические маневры на разных высотах.

Применение комплекса полунатурного моделирования дает возможность значительно повысить качество, сократить сроки и объем наземной экспериментальной отработки и уменьшить потери аппаратов на этапе летно-конструкторских испытаний.

Проведен анализ возможности использования КПМ в новых информационных и телекоммуникационных технологиях операционного и стратегического маркетинга и инжиниринга, а также в системе обучения в Высшей школе.

ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ЕДИНОГО УНИФИЦИРОВАННОГО НАЗЕМНОГО ПРОВЕРОЧНО-ПУСКОВОГО КОМПЛЕКСА РКН В СОСТАВЕ РН С РБ И РАЗРАБОТКА ПРЕДЛОЖЕНИЙ ПО ИХ РЕШЕНИЮ

Е.С.Сабынин (4 ЦНИИ МО РФ)

Проведено обоснование возможности унификации аппаратуры, программно-алгоритмического обеспечения НППК РН и РБ, разработаны предложения по принципам построения интегрированного НППК для проведения различного вида электроиспытаний, предстартовой подготовки и пуска РКН в составе РН с РБ.

Показано, что решение данной проблемы предполагает прежде всего унификацию центрального ядра НППК – его вычислительных средств. Проведенный анализ используемых вычислительных средств НППК различных СрВ показал, что наиболее перспективными ЦВМ для использования их в составе НППК являются ЦВМ типа IBM PC, выполненные в промышленном исполнении и обеспечивающие работу НППК в жестких условиях эксплуатации в подпольном помещении стартового комплекса. Унификация вычислительных средств НППК позволит наряду с унификацией собственно ЦВМ унифицировать большую часть его программного обеспечения, а также интерфейс обмена информацией между приборами НППК, НППК с БАСУ и смежными системами.

Показано, что в основу разработки унифицированного НППК для РКН в составе РН с РБ должны быть положены агрегатно-модульное и магистрально-модульное построение аппаратуры, обеспечивающее реализацию гибкого резервирования, наращивания функциональных возможностей и перераспределения задач в НППК.

Использование унифицированного НППК для РКН в составе РН с РБ позволит значительно уменьшить затраты на разработку и отработку аппаратурного состава НППК и его программного обеспечения.

ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К АППАРАТУРЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ТРАНСПОРТНО- ЭНЕРГЕТИЧЕСКИМ МОДУЛЕМ ПРИ ДЛИТЕЛЬНОМ ВЫВЕДЕНИИ НА ОКОЛОЗЕМНУЮ ОРБИТУ

Е.В.Пустовалов, Е.М.Сумец, А.Н.Сумец, Г.Н.Шаров, Л.В.Эртман (4 ЦНИИ МО РФ)

Транспортно-энергетический модуль (ТЭМ) может использоваться в составе перспективных ракет космического назначения (РКН) при доставке космических аппаратов (КА) на геостационарную орбиту (ГСО). При этом длительность выведения КА может достигать 1,5 года, при сроке активного существования (САС) КА на ГСО 10–12 лет. В качестве энергетических установок ТЭМ могут использоваться ядерные (ЯЭУ) или солнечные (СЭУ) установки. Радиационное воздействие на радиоэлектронную аппаратуру (РЭА) со стороны естественного радиационного пояса Земли (ЕРПЗ) при увеличении ресурса КА приобретает существенное значение для формирования требований к элементной базе (ЭБ) РЭА и средствам радиационной защиты даже без использования ЯЭУ. Поэтому для корректного обоснования требований к ЭБ РЭА и средствам радиационной защиты необходимо использовать расчеты радиационного воздействия ЕРПЗ на РЭА для КА с ТЭМ с ядерной или солнечной энергоустановками. В докладе приведены результаты расчетов уровней суммарной поглощенной дозы радиационного воздействия ЕРПЗ на КА с ТЭМ.

Из анализа полученных результатов следует, что при варианте выведения КА с ТЭМ для толщины защиты более $0,5 \text{ г/см}^2$ суммарная поглощенная доза к моменту начала функционирования КА на ГСО может достигать одного-двух значений дозы, поглощенной на ГСО за 10 лет функционирования КА. Эти данные могут быть положены в основу при обосновании требований к способам обеспечения радиационной стойкости РЭА КА с ТЭМ при длительном выведении на околоземные орбиты. В качестве основных способов обеспечения требуемой радиационной стойкости РЭА могут рассматриваться: конструктивные методы, предусматривающие утолщение стенок корпуса РЭА, применение в качестве материалов корпуса металла с высокой удельной плотностью, максимальное удаление от источника воздействия; создание специальных радиационно-стойких схем, обладающих минимальной функциональной чувствительностью к радиации; использование радиационно-стойких элементов.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ НЕПРЕРЫВНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ АППАРАТУРЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ ДЕЙСТВИЯ ВНЕШНИХ ДЕСТАБИЛИЗИРУЮЩИХ ФАКТОРОВ НА ОСНОВЕ НЕОДНОРОДНОГО РЕЗЕРВИРОВАНИЯ

Л.Т.Чернявский, Е.В.Пустовалов, А.В.Коротков (4 ЦНИИ МО РФ)

Анализ широкого спектра внешних целенаправленных дестабилизирующих факторов показал что, их воздействие приводит к длительной потере работоспособности радиоэлектронной аппаратуры системы управления (СУ) летательного аппарата, вследствие чего существует опасность потери объекта управления из-за нарушения устойчивости его движения либо недопустимого снижения точности наведения.

В докладе представлен один из возможных способов обеспечения инвариантности системы управления к действию дестабилизирующих факторов на основе введения резервного канала управления, построенного на основе неэлектронных высокостойких устройств и приборов с использованием элементов струйной техники. Применение таких приборов позволит осуществлять непрерывное управление полетом объекта в любых условиях функционирования системы управления.

Рассмотрены подходы к построению вычислителя резервного канала и созданию комбинированного комплекса командного прибора (ККП). Вычислитель предлагается строить на базе цифровых дифференциальных анализаторов (ЦДА), в цифровых интеграторах которого использованы цифровые струйные элементы. Для обеспечения приемлемых точностных характеристик в ККП применено комплексирование грубых стойких и традиционных высокоточных чувствительных элементов с недостаточной стойкостью к действию дестабилизирующих факторов.

Приводятся результаты исследований, связанных с оценкой достижимых характеристик вычислителя резервного канала, а также с применением методов динамической фильтрации показаний чувствительных элементов ККП для оценки параметров модели ошибок грубого измерителя кинематических параметров движения относительно точного. Разработана процедура реализации алгоритмов комплексирования приборов, исследованы вопросы оптимизации параметров динамических фильтров, вида модели погрешностей резервного канала, проведена предварительная оценка точности рассматриваемых методов комплексирования разноточных измерителей.

Предложена возможная структура системы управления, содержащей основной и резервный каналы, и проведена оценка достижимых точностных характеристик такой комбинированной СУ.

АЛГОРИТМЫ НАСТРОЙКИ БОРТОВЫХ РЕГУЛЯТОРОВ

А.В.Сенькин (МГТУ им. Н.Э.Баумана)

Космонавтика с ее экстремальными требованиями к системам управления является самым подходящим полигоном для апробации, отладки и использования самых передовых технологических решений в области автоматизированного управления.

Многие промышленные контроллеры оснащены модулями автонастройки ПИД-регуляторов, что весьма выгодно использовать также и при настройке бортовых регуляторов.

Синтез регуляторов состояния и наблюдателей состояния является весьма трудоемкой задачей, решение которой можно упростить, используя современное программное обеспечение, предназначенное для автоматизации математических и научных расчетов, например, пакеты Mathematica, MathCAD, MATLAB, Maple.

При параметрическом синтезе не определяется оптимальная структура регулятора, а выбирается лишь один из типов промышленных ПИД-регуляторов с заданной структурой, и для выбранного регулятора находятся оптимальные значения его параметров.

Целью данного доклада является описание методики настройки ПИД-регуляторов и наблюдателей состояния полного порядка для систем ориентации и стабилизации, систем терморегулирования и других бортовых регуляторов космических аппаратов в среде пакета MATLAB.

Система программирования MATLAB выгодно отличается от других «математических» пакетов наличием в ней приложения для структурного математического моделирования Simulink. Например, одним из достоинств пакета MATLAB является то, что он может помочь исследователю определить математическое описание объекта регулирования в пространстве состояний в численном виде по его структурной схеме.

РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ СБЛИЖЕНИЯ И ПРИЧАЛИВАНИЯ К МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ НА ОСНОВЕ МЕТОДОВ С ЧАСТОТНОЙ МОДУЛЯЦИЕЙ СИГНАЛОВ

И.В.Воронец, Д.А.Германов, А.А.Германов (РГНИИЦПК им. Ю.А.Гагарина)

При сближении и причаливании космических аппаратов (КА) система управления (СУ) маневрирующего КА включает в себя измеритель параметров относительного движения (ПОД). Эффективность работы СУ во многом зависит от качества информационного обеспечения (ИО). ИО в основном базируется на измерениях угловых координат КА и относительной дальности (составляющие угловой скорости линии визирования определяются путём дифференцирования, радиальная скорость сближения измеряется доплеровским методом). В настоящее время при разработке новых систем измерения ПОД упор делается на использовании фазовых методов (ФМ). ФМ характеризуются высокой точностью, которая существенно зависит от отношения сигнал/шум и амплитуд сравниваемых сигналов. Учёт амплитуд

сигналов усложняет схему измерения. Анализ масса – габаритных показателей компонентов, реализующих ФМ, ошибок измерений, а также причин невысокой дальности действия показал целесообразность отказа от использования измерения разностей фаз.

В связи с этим доработан частотный метод измерения дальности и разработан метод измерения угловых координат линии визирования КА, излучающего не одночастотный сигнал, а сигнал с изменяемой во времени частотой – с частотной модуляцией сигнала (ЧМС), позволяющий сравнивать сигналы двух антенн в базе не по фазе, а по частоте. Точность определения координаты зависит от скорости изменения частоты облучающего сигнала и практически не зависит от амплитуды сигнала и отношения сигнал/шум при его значении большем единицы. Этот факт позволяет вести измерения на дальностях больших по сравнению с максимальной при оценке фазы. Упрощаются схемы реализации измерений, они легче и компактней. При ограниченных возможностях обеспечения высоких скоростей изменения частоты точность измерения угловых координат достигается за счёт увеличения времени измерения. Метод с ЧМС позволяет проще измерять углы пеленга, так как с каждой антенны пеленгуемого КА излучаются сигналы, разнесённые по частоте. В методе с ЧМС отсутствует неоднозначность измерения.

РЛС на основе методов с ЧМС разработана до конкретных компонентов, выполнена в диапазоне, не требующем существенного изменения бортов маневрирующего КА и МКС. При средней мощности излучённого и ответного сигналов в 1 Вт может быть обеспечена максимальная дальность действия 200 км. Масса уменьшена по сравнению с аналогом в 10 раз, стоимость в 20 раз. В варианте для максимальной дальности 20 км, в сравнении с аналогом, использующим ФМ и действующим до 1 км, система в 2 раза легче и дешевле.

В докладе представлены теоретические аспекты метода, функциональная схема системы, тактико-технические параметры и оценка стоимости реализующей метод аппаратуры.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ГАРМОНИЧЕСКОГО АНАЛИЗА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СОБСТВЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ БИНС В РЕЖИМЕ НАВИГАЦИИ

Е.С.Лобусов, И.Г.Романов, А.В.Фомичев (МГТУ им. Н.Э.Баумана)

Одним из нежелательных моментов, свойственных автономной работе бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), является возникновение медленно меняющейся периодической ошибки. Период изменения этой ошибки соответствует периоду Шулера. Причиной возникновения этих колебаний служат неточное задание начальных условий на момент включения БИНС и не полностью скомпенсированные собственные погрешности векторных измерителей угловой скорости и линейного ускорения. Определение параметров собственных погрешностей посредством анализа возникающих колебаний и составляет предмет данного исследования.

Исследование привязывается к известной линеаризованной модели возникновения колебаний, стационарным условиям функционирования, априорно известной установке БИНС и без существенных ограничений по времени. В этом случае возникают условия проявления колебаний.

Естественным способом определения параметров колебаний служит метод гармонического анализа, основанный на численных процедурах ДПФ (Дискретного Преобразования Фурье) в наиболее распространенной форме алгоритмов БПФ (Быстрого Преобразования Фурье). Достаточно точное знание периода колебаний Шулера позволяет выбрать значение интервала наблюдения кратное целому числу периодов и непосредственно определить амплитуды колебаний, однозначно связанные с собственными погрешностями и начальными условиями, по рассчитанному спектру Фурье.

В работе приводится процедура определения параметров (амплитуд) гармонических компонент при их известной частоте, основанная на алгоритмах ДПФ и показываются особенности получаемого спектра.

Рассматривается 2 варианта организации эксперимента, приводятся соотношения, связывающие оценки амплитуд гармонических компонент с оценками интересующих параметров – погрешностями начальной угловой выставки сопровождающего трехгранника и параметрами собственных погрешностей измерителей (дрейфы и смещения) в горизонте.

Полученные оценки параметров целесообразно использовать для проверки стабильности функционирования БИНС, изменения паспортных данных измерителей и т.д.

Проведенные вычислительные эксперименты с реальными данными показали работоспособность метода гармонического анализа для исследования периодических движений БИНС в режиме автономной навигации в стационарных условиях. Кроме того, оказывается возможным оценить точность получаемых результатов.

САМООРГАНИЗАЦИЯ МОДЕЛЕЙ АЛГОРИТМАКОРРЕКЦИИ СИГНАЛОВ СИСТЕМЫ GPS/ГЛОНАСС

К.А.Неусытин, К.А.Казаков, А.О.Шарков (МГТУ им. Н.Э.Баумана)

Спутниковые навигационные системы GPS и ГЛОНАСС имеют широкое применение, в частности, для определения навигационных параметров летательных аппаратов (ЛА). Комплексирование сигналов GPS/ГЛОНАСС с сигналами различных навигационных систем позволяет существенно повысить точность навигационной информации. Методы комплексирования предполагают наличие непрерывной информации от системы GPS/ГЛОНАСС.

Однако при переходе к новому созвездию спутников, а также в случае появления активных или пассивных помех возникает ситуация, когда на некотором интервале времени достоверная информация от системы GPS/ГЛОНАСС отсутствует. Поэтому возникает необходимость восстанавливать эту информацию. Для этого целесообразно использовать алгоритмы самоорганизации. Посредством алгоритма самоорганизации строится прогнозирующая модель на основе апостериорной информации, полученной на последнем этапе функционирования системы. Модель используется для прогнозирования навигационной информации на интервале, когда измерение от системы GPS/ГЛОНАСС отсутствуют.

Комплексирование нескольких навигационных систем позволяет выделить их ошибки. Используя метод самоорганизации для построения моделей ошибок навигационных систем возможно осуществить коррекцию информации о навигационных параметрах ЛА. Самоорганизующиеся модели используются в алгоритмах оценивания, являющихся прямыми модификациями фильтра Калмана.

Самоорганизующиеся прогнозирующие модели ошибок навигационных систем целесообразно строить посредством метода группового учета аргументов. Редуцирование этого метода путем резервирования трендов моделей и отбрасывания остатков позволяет получить компактный алгоритм, пригодный для бортовой реализации.

АЛЬТЕРНАТИВНЫЕ ПОДХОДЫ К СОЗДАНИЮ УНИФИЦИРОВАННОГО РЯДА БОРТОВЫХ ЦИФРОВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ МНОГОЦЕЛЕВОГО НАЗНАЧЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ РКТ

*В.Г.Михайлов, В.Л.Михайлова, Г.Н.Шаров,
Л.В.Эртман, Е.В.Пустовалов (4 ЦНИИ МО РФ)*

При создании единого унифицированного ряда бортовых цифровых вычислительных систем (БЦВС) многоцелевого назначения (МЦН) для применения в изделиях ракетно-космической техники (РКТ) рассмотрены два основных подхода:

1. Создание несовместимого с существующими БЦВС ряда БЦВС МЦН и средств программного обеспечения (ПО) для изделий РКТ, максимально соответствующего заданным требованиям.
2. Модернизация существующих БЦВС изделий РКТ с целью достижения приемлемой степени унификации при внесении минимальных изменений.

Исследования показали, что рациональным решением является разработка нового унифицированного ряда БЦВС МЦН изделий РКТ, так как ни одна из существующих отечественных архитектур БЦВС изделий РКТ не обеспечивает необходимых показателей для решения комплекса поставленных задач. Основными недостатками существующих БЦВС являются: 1. Низкая расширяемость. 2. В высокой степени, процессорная ориентированность. 3. Необходимость внесения существенных изменений для повышения степени унификации. 4. Использование большого числа несовместимых и не соответствующих современным требованиям по ряду основных показателей интерфейсов.

Основными принципами создания нового ряда БЦВС МЦН являются:

- магистрально-модульный подход с использованием единой спецификации конструктивно-функционального модуля;
- максимальная унификация интерфейсов;
- использование стандартного набора программно-аппаратных средств обеспечения надёжности, сбое- и отказоустойчивости, реконфигурации и управления деградацией на базе коммуникационной системы, обеспечиваемой унифицированным интерфейсом;
- использование единой инфраструктуры компонентов ПО на базе микроядерной операционной системы реального времени с интерфейсом прикладного программирования с широкими возможностями и унифицированных в масштабе отрасли библиотек компонентов ПО.

Анализ существующих стандартов показал, что наиболее близким прототипом унифицированного интерфейса является РСИ (SCI, IEEE P1596), который, непосредственно не может быть использован из-за высокого энергопотребления, а также необходимости доработки протокола для эффективной совместной передачи трафика с различными требованиями по качеству обслуживания.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТЕЙ СОЗДАНИЯ ЕДИНОГО УНИФИЦИРОВАННОГО ИНТЕРФЕЙСА ДЛЯ РЯДА БОРТОВЫХ ЦИФРОВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ ИЗДЕЛИЙ РКТ

Эффективность функционирования перспективных бортовых цифровых вычислительных систем (БЦВС) изделий ракетно-космической техники (РКТ), во многом определяется применением высокопроизводительных интерфейсов с требуемыми характеристиками.

Основными проблемами современных БЦВС изделий РКТ являются: использование большого числа стандартов на интерфейсы, многие из которых устарели и не соответствуют современным требованиям.

Поэтому одной из основных задач исследований по созданию единого унифицированного ряда БЦВС многоцелевого назначения (МЦН) изделий РКТ является унификация интерфейсов и замена множества интерфейсов единым унифицированным интерфейсом для всех применений БЦВС.

В ходе проводимых исследований были выделены основные требования к интерфейсу, среди них отметим: 1. Использование принципа коммутации пакетов. 2. Базовое соединение: симплексное соединение типа точка-точка (линк), базовая топология – кольцо. 3. Соответствие требованиям по применению в системах реального времени, а именно: поддержка уровней приоритетов для пакетов, детерминированный протокол и др. 4. Поддержка передачи сообщений и систем с распределённой памятью с неоднородным доступом. 5. Поддержка заданных топологий, образуемых путём использования коммутаторов колец. 6. Эффективная совместная передача трафика с различными требованиями по качеству обслуживания. 7. Минимизация загрузки микропроцессоров узлов коммуникационными функциями. 8. Нарращивание пропускной способности путём увеличения числа линий связи в одном линке, с параллельной передачей частей пакета.

Анализ существующих стандартов показал, что наиболее близким прототипом унифицированного интерфейса является РСИ (SCI, IEEE P1596), который, однако непосредственно не может быть использован. Основными препятствиями являются: высокое энергопотребление, необходимость модификации конструктивов для соответствия бортовым применениям, а также доработки протокола для эффективной совместной передачи трафика с различными требованиями по качеству обслуживания и соответствия требованиям реального времени.

Таким образом, результаты исследований показывают возможность и перспективность создания унифицированного интерфейса МЦН для применения в БЦВС МЦН изделий РКТ. В настоящее время осуществляется разработка функциональных аналитико-имитационных моделей с целью: дальнейшего уточнения требований, подтверждения достижимых уровней характеристик, оптимизации параметров протокола.

ИССЛЕДОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ ГОЛОСОВОЙ СВЯЗИ ЭКИПАЖА МКС

*С.В.Ульянов, В.Г.Шабельников
(РГНИИЦПК им. Ю.А.Гагарина, РКК «Энергия» им. С.П.Королева)*

Высокие уровни акустического шума в жилых отсеках космической станции и помехи в канале связи снижают разборчивость речи при голосовой связи экипажа с Землей. Для обеспечения надежной связи экипаж вынужден вести сеансы связи с излишне высокими уровнями звука в наушниках, что ведет к увеличению и без того значительной акустической нагрузки на органы слуха космонавтов. "Коммуникационная", то есть обусловленная сеансами связи, акустической нагрузкой на экипаж в настоящее время, по существу, не учитывается, отсутствуют критерии оценки, бортовые средства и методы ее контроля.

Цель исследования состоит в определении комплексной акустической нагрузки на экипажи МКС, с учетом как шума бортовых систем, так и речевых сигналов и помех во время сеансов радиосвязи, оценка качества речевой связи и состояния слуха космонавта, определение возможностей применения компьютерных методов распознавания речи и биофизических методов повышения помехоустойчивости слухового восприятия для снижения коммуникационной акустической нагрузки на экипаж без ухудшения качества бортовой связи.

Эта проблема особенно актуальна для МКС в силу многонационального состава экипажа и наземного персонала, а также значительно возросшего по сравнению со станцией "Мир" объема речевого радиобмена "борт-Земля", который часто ведется на иностранном языке. В этих условиях важность для успешного управления полетом таких факторов как разборчивость речи и помехоустойчивость слухового восприятия возрастает.