

Секция 17

**Системы управления космических аппаратов
и комплексов****ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ
В ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ СИСТЕМАХ***К.А.Пупков**(Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э.Баумана)**pupkov@iu1.bmstu.ru*

Разработка и создание сложных информационно-управляющих систем объектами различной физической природы привело к развитию новых информационных технологий. Это развитие информационных технологий в XXI веке будет сопряжено с разработкой и созданием интеллектуальных систем обработки информации и управления в различных средах обитания и деятельности человека. Сегодня вычислительные средства значительно превзошли человека в таких, хорошо определенных областях, как вычисления, обработка текстов, а в последнее время – даже в области логического вывода. Тем не менее, им еще не хватает гибкости, и они отстают от человека во многих областях, например, в распознавании образов, решении задач при неполной информации, в способности к обучению, прогнозе результатов предполагаемого действия и выработке управления с учетом динамики протекания процессов в реальном времени. Такая работа с информацией, свойственная человеку, характеризуется понятием "гибкой" обработки информации, в отличие от традиционной "жесткой" обработки информации и выработки управления вычислительной системой, которая предполагает наличие полностью заданной информации в априори оговоренном мире или проблемной области. Этот подход к обработке информации, который можно назвать ассоциативным или интуитивным в противовес логическому, еще совсем не развит в существующей ныне информационной технологии. Здесь уместно отметить, что развитие информационных технологий происходило во взаимосвязи с эволюцией вычислительных систем. Если такие системы первых поколений позволяли осуществлять цифровую обработку данных и текстов, создавать и использовать базы данных, то

вычислительные системы пятого поколения уже дают возможность обрабатывать знания, осуществлять логический вывод и тем самым создают начала их интеллектуализации. Такие вычислительные системы представляли собой некоторые самостоятельные образования – инструмент, не входящий органически в "состав" естественных и общественных процессов, а лишь предназначались для выполнения некоторых весьма важных вычислительных операций, отображающих эти процессы. Взаимодействие же человека или коллектива людей с вычислительной системой состояло в необходимости разработки программы вычислений, ее отладки и представлении результатов в удобной для понимания человеком форме и т.п. Однако ясно, что получение информации для обработки ее в вычислительных системах сопряжено с проведением различного рода измерений тех или иных характеристик окружающей среды, а результаты обработки данных должны использоваться для принятия решения о том или ином действии, в соответствии с управлением, выработанным вычислительной системой, с последующим контролем результатов управления. Поэтому в конце 80-х годов XX века была выдвинута новая парадигма систем обработки информации и управления – концепция "Интеллектуальные системы". Реализация этой концепции потребовала новых подходов в обработке информации и управлении, а именно: в поиске алгоритмов, обеспечивающих интеграцию новых базисных функций при поддержке следующих областей знаний; распознавание и понимание, вплоть до восприятия жестов или движения пальцев; понимание устной речи; логический вывод и решение задач; разработка информационных баз для конкретных областей знаний и алгоритмов принятия решений на основе статистических данных при тех или иных ограничениях; методы самоорганизации сложных информационных баз; решение задач моделирования и организация пользовательского интерфейса; распознавание намерений человека и работа с широкополосными каналами связи, которые он использует для передачи информации (с помощью жестов, звуков, рисунков); разработка дисплейной методологии, включая виртуальную реальность, для представления изменяющихся во времени ситуаций; автономный и совокупный контроль, одной из задач которого служит выявление принципиальной методологии интеграции восприятия и осознания, планирования и действия в реальном мире с точки зрения адаптации и познания.

В концепции интеллектуальных систем принципиально предполагается ее взаимодействие с окружающей средой, наличие мотивации, использование знаний для синтеза цели, оценки, принятие решения и вы-

работки управления, контроль реальных результатов управления и сопоставление их с результатами действия, спрогнозированными динамической экспертной системой. Поэтому исследование и создание интеллектуальных систем потребовало разработки новых информационных технологий.

**ИНТЕГРАЦИЯ МОДУЛЕЙ
МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ
В ПРОЦЕССЕ ЕЁ РАЗВЕРТЫВАНИЯ.
ИНТЕГРАЦИЯ НОВОГО РОССИЙСКОГО МОДУЛЯ «МЛМ»
Е.А.Микрин, С.И.Гусев, В.А.Гаршин, С.В.Моисеев, А.Н.Скиданов
(Россия, Королев, РКК «Энергия» им. С.П.Королева)
Eugeny.Mikrin@rsce.ru**

В настоящее время на околоземной орбите осуществляет свою миссию Международная космическая станция (МКС). Международная космическая станция разрабатывалась в широкой международной кооперации. Всего в разработке отдельных модулей и бортовых систем принимают участие космические агентства и предприятия индустрии 15 наиболее развитых стран мира.

МКС спроектирована как интегрированный космический объект, состоящий из двух сегментов – американского и российского. Модули иностранных партнеров интегрируются в два этих сегмента. Интеграция модулей в станцию осуществляется по мере разработки отдельных модулей предприятиями стран-участников программы МКС. Важную роль в интеграции выполняет проектная стадия, на которой проектируются все интерфейсы между отдельными модулями МКС. Это процесс заканчивается разработкой документов требований к интерфейсам и документов контроля интерфейсов, которые определяют все интерфейсы между модулем и станцией – физические (конструкция, структура, механика, электрические), интерфейсы окружения (оптические интерфейсы, загрязнение конструкции, прочность), протоколы обмена данными и командами, логические интерфейсы, детальное описание команд и данных. Наличие этих документов позволяет успешно управлять интеграцией модуля в МКС на любой стадии развертывания станции, так как определяет детальные требования к разработке оборудования и программного обеспечения, как нового модуля, так и летающих модулей станции. В соответствии с этими документами планируются объем и сценарии испытаний модулей станции.

Наиболее существенную роль в интеграции модулей станции играют системы управления, которые определяют большую часть интерфейсов между модулями – электрические, оптические, протоколы обмена данными и командами, логические интерфейсы, детальные команды и данные.

В соответствии с этой технологией осуществляется интеграция в российский сегмент европейского грузового корабля ATV. Интерфейсы между МКС и ATV существуют на этапах сближения и стыковки, расстыковки и отбытия (расстыкованная фаза) и в состыкованной фазе. В расстыкованной фазе интерфейс между бортовыми комплексами управления (БКУ) МКС и ATV осуществляется с использованием межбортовой радиолинии (МБРЛ). Впервые в мировой практике предполагается осуществить режим сближения с использованием относительной навигации. В состыкованной фазе основные интерфейсы будут реализованы с использованием возможностей БВС РС МКС и БВС ATV. В составе станции ATV будет предоставлять возможности своих бортовых систем для решения задач ориентации станции, коррекции орбиты, разгрузки накопленного момента силовых гироскопов; дозаправки объединенной двигательной установки топливом, доставленным с Земли; обеспечения МКС водой и различными газами; удаления с МКС ненужных грузов и мусора.

Следующим модулем, который будет интегрирован в российский сегмент МКС, является российский модуль – многофункциональный лабораторный модуль (МЛМ). Основной задачей модуля является решение задачи научных исследований на РС, а также предоставления места обитания для дополнительных членов экипажа МКС.

Основным средством интеграции МЛМ в РС МКС будет бортовая вычислительная система российского сегмента МКС, которая обеспечит после стыковки МЛМ с МКС интерфейсы между Землей и МЛМ как по выдаче команд, так и по получению программной телеметрии. БВС МЛМ, интегрированная в БВС РС МКС обеспечит возможность экипажу МКС управлять бортовыми системами МЛМ, а также управлять всей станцией из модуля МЛМ.

Модуль МЛМ будет интегрироваться для выполнения целевых задач российского сегмента с использованием программного обеспечения верхнего уровня – ПО режимов станции в составе ПО БВС СМ. К таким целевым задачам относятся: стыковки российских кораблей к модулю МЛМ, расстыковки российских кораблей от модуля МЛМ, перестыковки кораблей со стыковочных узлов других модулей РС МКС, дозаправка топливом объединенной двигательной установки РС МКС, внекорабель-

ная деятельность с использованием европейского манипулятора ERA, коррекции орбиты станции с использованием двигателей МЛМ и другие.

Двигательная установка МЛМ, которую предполагается использовать для управления движением станции по каналу крена, будет управляться непосредственно БВС СМ, используя вычислительную систему МЛМ.

БВС РС МКС также будет предоставлять экипажу МКС всю аварийно-предупредительную информацию о нештатных ситуациях, возникающих в любом модуле станции. В случае нештатных ситуаций на модуле МЛМ, информация о них будет доступна экипажу МКС в любом модуле станции.

ПО БВС СМ и БВС МЛМ будут совместно управлять газовым составом атмосферы станции и межмодульной вентиляцией.

ПО БВС СМ будет снабжать научную аппаратуру, размещенную на МЛМ, всеми данными необходимыми для реализации научных экспериментов, такими как точное бортовое время, данные о навигации, данные об ориентации, данные о состоянии бортовых систем, необходимых для реализации экспериментов.

**АКТУАЛЬНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ
СИСТЕМ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА
В БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСАХ УПРАВЛЕНИЯ
ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ,
ПУТИ И СПОСОБЫ ИХ РАЗРАБОТКИ, ВНЕДРЕНИЯ,
ИНТЕГРАЦИИ И ЭКСПЛУАТАЦИИ**

*Е.А.Микрин, И.П.Федосеев, Д.Б.Путан, С.И.Гусев, Н.А.Суханов
(Россия, Королев, РКК «Энергия» им. С.П.Королева)
Eugeny.Mikrin@rsce.ru*

Наиболее развитым и эффективным бортовым комплексом управления (БКУ) на сегодняшний день является бортовой комплекс управления Российским сегментом Международной Космической Станции, в котором полностью решены задачи компьютеризации и интеграции средств управления.

Дальнейшим направлением развития и совершенствования БКУ пилотируемых космических аппаратов и комплексов является интеллектуализация средств управления за счет внедрения систем искусственного интеллекта (экспертных систем, оперативных информационно-советующих систем, систем имитационного моделирования) и объединения этих систем в бортовую интеллектуальную среду.

Интеллектуализация БКУ позволяет обеспечить новые возможности управления пилотируемыми кораблями и космическими комплексами:

- реализацию перспективных методов управления с опережающим по времени имитационным моделированием стратегий управления и управленческих решений (управление с прогнозом, адаптационное управление);
- повышение автономности управления за счет внедрения эффективных средств информационной поддержки экипажа (интегрированная база знаний и данных, экспертные системы различной целевой направленности, оперативная информационно-советующая система и т.п.).

**ПОСТРОЕНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
БОРТОВОЙ АППАРАТУРОЙ
МНОГОЦЕЛЕВОГО ЛАБОРАТОРНОГО МОДУЛЯ
РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА
МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ**

*В.А.Гаршин, В.А.Кормушина, Д.Б.Путан, И.П.Федосеев
(Россия, Королев, РКК «Энергия» им. С.П.Королева)*

Эффективность МЛМ будет зависеть от возможностей по размещению аппаратуры для проведения научных исследований. Поэтому ставится задача уменьшения весов и объемов служебной бортовой аппаратуры.

Система управления бортовой аппаратурой (СУБА) модуля является управляющей многофункциональной системой, объединяющей бортовые системы модуля в единый информационно-логический и энергетический комплекс для реализации задач управления и контроля на всех этапах эксплуатации изделия.

СУБА предназначена для решения следующих задач:

- обеспечение управления всеми бортовыми системами модуля;
- логическая обработка команд управления системами и сигналов обратных связей;
- прием, дешифрирование и усиление сигналов, поступающих от различных источников команд (КРЛ, БВС, ручной пульт управления, АИС);
- управление элементами конструкции посредством приводов и пиросредствами;
- организация распределения электропитания до потребителей;

- коммутация электропитания, защита кабельной сети и СЭП от токовых перегрузок в цепях питания;
- мониторинг бортовых систем;
- формирование информации оперативного контроля для БВС, АИС, операторов наземных и бортовых пультов;
- организация канала межмодульной аварийно-предупредительной сигнализации.

Уменьшение весов и занимаемых объемов СУБА возможно за счет применения новой элементной базы, перераспределения логических функций между аппаратными и программными средствами СУБА и прямого управления исполнительными элементами бортовых систем.

Использование электронных блоков требует пересмотра принципов построения СУБА.

Логика управления СУБА реализуется в ЦВМ МЛМ. Электронные блоки СУБА объединены с ЦВМ мультиплексным каналом обмена, по которому обеспечивается передача управляющей и контрольной информации.

Построение блоков СУБА из унифицированных модулей ускоряет проектирование, разработку и изготовление блоков.

Унификация электронных блоков СУБА достигается за счет:

- конструктивного исполнения;
- схемотехнических решений;
- выбора элементной базы;
- использования стандартных интерфейсов.

Унификация и конструктивное исполнение позволяют использовать данную разработку для других изделий космической техники.

СИСТЕМНЫЙ СИНТЕЗ В ЗАДАЧАХ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ И ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ

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

pupkov@iu1.bmstu.ru, neysipin@mail.ru, pav_mirk@mail.ru

Синтез современных и перспективных систем управления летательных аппаратов (ЛА) осуществляется на основе различных концепций и подходов. В последнее время большое внимание уделяется разработке и исследованию интеллектуальных систем управления (ИСУ), в частности ИСУ, основанных на теории функциональных систем П.К. Анохина и методе самоорганизации.

К системам управления современными ЛА предъявляются высокие требования, и эти требования постоянно возрастают. Системы управления должны обеспечивать высокую точность и маневренность ЛА для эффективного выполнения поставленных задач, повышения живучести и качества функционирования.

Разработка систем управления перспективными ЛА требует изучения новых подходов к их проектированию, создания новых концепций, модернизации существующего программно-алгоритмического обеспечения, создания новой элементной базы, применения новых информационных технологий. Разработку системы управления ЛА целесообразно проводить, например, на основе концепции системного синтеза.

Мышление живых организмов, их восприятие, способность предвидеть изменение ситуации опираются на специфические методы обработки информации, отличные от компьютерных алгоритмов. Окружающая среда, в которой функционирует живой организм, описывается огромным количеством параметров в фазовом пространстве. Некоторое количество параметров является определяющими (ключевыми, доминирующими, параметрами порядка) и именно эти параметры используются организмами для анализа окружающей среды и прогнозирования. Существуют проекции на подпространство меньшего количества переменных, с достаточной степенью адекватности отражающих ситуацию в исходном пространстве переменных. Подобные подпространства называются руслами.

Количество ключевых параметров (размерность русла), достаточно хорошо отражающих исследуемый процесс, как правило, невелико. В практических приложениях размерность русла определяется априорной и апостериорной информацией об исследуемом объекте и вычислительными возможностями БЦВМ.

Для определения русла необходимо разработать соответствующую методику: сформировать ансамбль критериев, по которому отбираются ключевые параметры. Однако в процессе функционирования исследуемого динамического объекта с течением времени окружающая среда, и состояние объекта могут существенно изменяться. В этом случае выбранные ключевые параметры могут перестать адекватно отражать исследуемые процессы – русло меняется. При исследовании системы управления ЛА такие ситуации появляются, например, при интенсивном маневрировании ЛА. Появляются параметры, которые раньше не являлись определяющими, а теперь именно они характеризуют исследу-

емый процесс. В тоже время некоторые ключевые параметры становятся несущественными при описании процесса.

Возможно, возникновение другой ситуации, когда русло закончилось, а новое русло определить не представляется возможным. В этом случае выделить ключевые параметры не удастся: неопределенность ситуации и количество параметров, определяющих процесс, резко увеличивается.

В фазовом пространстве подобные области называются областями джokers и их исследование представляет собой отдельную проблему.

Исходя из вышеизложенного можно рекомендовать включить в ансамбль критериев, по которому отбираются ключевые параметры исследуемых систем, критерии степени наблюдаемости и управляемости. Таким образом, в процессе системного синтеза используются только хорошо наблюдаемые и эффективно управляемые переменные состояния.

Продемонстрирована возможность использования концепции системного синтеза для разработки ИСУ ЛА. Предложено использовать в качестве ключевых параметров ИСУ только переменные состояния с высокой степенью наблюдаемости и управляемости. Взаимосвязи этих переменных состояния определяются с помощью алгоритма построения линейных трендов и метода самоорганизации. Использование системного синтеза для разработки ИСУ ЛА позволяет реализовать алгоритмическое обеспечение этих систем в современных серийных БЦВМ.

**ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ РАСПРЕДЕЛЕННЫХ
ИНТЕЛЛЕКТУАЛИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ
ПЕРСПЕКТИВНЫХ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ**

*Д.А.Добрынин¹, А.Б.Петров¹, В.Н.Соколов¹,
А.В.Пролетарский², М.А.Плечко³, Г.Н.Шаров³*

*(Россия, Москва, ¹ФГУП МОКБ «Марс», ²МГТУ им. Н.Э.Баумана,
³ЦНИИ Минобороны РФ)*

lena.mars@mtu-net.ru, 3rdn@mail.ru

Из вариантов построения систем управления (СУ) перспективных средств выведения (СрВ), предпочтительным является распределенная интеллектуализированная система управления (РИСУ).

Для реализации основных требований предъявляемых к РИСУ, необходимо решить проблемные вопросы: обеспечить решение задачи навигации на всех этапах работы РИСУ путем комплексирования инерциальной навигационной системы (ИНС) с аппаратурой спутниковой навигации (АСН) и введения в РИСУ, при необходимости, астродатчи-

ков; решение задачи идентификации параметров СрВ и условий его полета; на основе решения задач навигации и идентификации обеспечить решение задачи прогноза движения СрВ на целевую орбиту и выбора параметров управления из условия сведения к нулю невязок между заданными и прогнозируемыми параметрами целевой орбиты; обеспечить безопасность на всех этапах эксплуатации СрВ по результатам контроля и диагностики бортовой аппаратуры СУ (БАСУ), принятия мер по локализации аварийной ситуации перестройкой структуры РИСУ с учетом резерва аппаратурного и программно-алгоритмического обеспечения БАСУ и принятия решения по полному или частичному выполнению программы полета, либо по формированию рациональной циклограммы выхода СрВ из нештатной ситуации, выбором наиболее безопасного района падения (РП) аварийного СрВ при невозможности обеспечить падение в отведенный РП; распространить принцип гибкого управления движением центра масс на атмосферный участок полета СрВ с при ограничениях на параметры движения и управления, обусловленных атмосферными возмущениями; снизить вредное экологического воздействие СрВ на окружающую природную среду по трассе полета и в РП отделяющихся частей СрВ реализацией полной выработки компонентов топлива (КРТ) из баков, дожиганием или выбросом остатков КРТ из баков на внеатмосферных участках полета ступеней, сокращения количества и размеров РП путем организации управляемого движения отделяющихся частей СрВ на атмосферном участке спуска в заданные РП.

При решении этих проблемных вопросов разработанная РИСУ может использоваться в качестве базовой при разработке и модернизации СУ ракет-носителей и разгонных блоков.

**АДАПТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
С НЕЖЕСТКОЙ КОНСТРУКЦИЕЙ НА ОСНОВЕ МЕТОДОВ
ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ ДИАГНОСТИКИ**

В.Ю.Рутковский, В.М.Суханов

*(Россия, Москва, Институт проблем управления
им. В.А.Трапезникова РАН)
rutkov@ipu.rssi.ru*

Как правило, режим стабилизации для большинства управляемых объектов космической техники является основным (как по длительности, так и по значимости) режимом на всем протяжении активного существования, что требует надежного и экономичного функционирова-

ния системы управления. По этой причине, а также из-за использования БЦВМ, решение задачи стабилизации космического аппарата (КА) традиционно осуществляется в классе дискретных систем с разрывными управлениями. Известно, что разрывный характер управляющих воздействий и недостаточность первичной информации могут явиться причиной неустойчивости системы из-за неконтролируемого нарастания амплитуды колебаний конструкции, ведущего к захвату регулятора упругими колебаниями.

В работе рассматривается новый подход к управлению большемерными КА с нежесткой конструкцией, основанный на использовании методов интеллектуальной диагностики и прогнозирования, призванный обеспечить стабилизацию как основного ("жесткого") движения КА, так и упругих колебаний его конструкции.

В рамках подхода используется предложенная авторами резонансная модель воздействия нелинейного регулятора на колебания конструкции упругого КА. При этом влияние базового алгоритма на характер изменения колебательной компоненты движения описывается с помощью квазиогibaющей, определенной на интервалах активного управления с помощью сформированной специальным образом экспоненциальной функции, получаемой компьютерными методами.

Вводится понятие "модельной" функции влияния базового управления на упругие колебания как характеристики, описывающей особенности и степень влияния системы управления на вибрации стабилизируемого КА при изменении варьируемого параметра базового алгоритма. Массив таких "модельных" функций используется далее в решении задачи прогнозирования возможных аварийных состояний (например, "захват" регулятора упругими колебаниями) с целью принятия мер для предотвращения причин возникновения критических ситуаций еще на этапе проектирования объекта и его регулятора.

Использующиеся при управлении ориентацией деформируемых КА фиксированные базовые алгоритмы, как правило, не могут обеспечить устойчивость множества упругих мод нежесткой конструкции. Для решения этой проблемы в заключительной части работы рассмотрена задача синтеза адаптивной (с привлечением элементов интеллектуальной диагностики) подсистемы коррекции варьируемого параметра базового алгоритма, целью которой является стабилизация последовательности доминирующих мод без дополнительных затрат энергии на управление.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 05-08-18175).

**ПОДХОД К ПОСТРОЕНИЮ КОНСТРУКТИВНО-
КОМПОНОВОЧНОЙ МОДЕЛИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ОЦЕНКИ СТОЙКОСТИ
АППАРАТУРЫ К ДЕЙСТВИЮ ИОНИЗИРУЮЩИХ ИЗЛУЧЕНИЙ
КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА**

*Н.П.Шляпников¹, Р.В.Руденя¹,
А.А.Лептюхов², П.А.Харитонов², Л.Т.Чернявский²)
(Россия, Москва, ¹ФГУП НПО АП им. Н.А.Пилюгина –
²ЦНИИ Минобороны России)
an-2@list.ru*

При разработке методики оценки стойкости аппаратуры СУ КА к действию ИИ КП большое значение имеет построение конструктивно-компоновочной модели (ККМ), отвечающей требованию адекватности реальной аппаратуре.

ККМ строится по иерархической схеме приборный отсек (ПО) – БЛОК – ПЛАТА – комплектующий элемент (КЭ).

Построение ККМ наиболее целесообразно осуществлять в универсальном графическом пакете AutoCAD, так как данная система проектирования позволяет осуществлять твердотельное моделирование и имеет встроенный язык программирования AutoLISP, который дает возможность выполнять необходимые построения и преобразования автоматически.

При построении модели необходимо размещать элементы изделий, выполненные из разных материалов на разных слоях чертежа.

Построение эквивалентных комплектующих элементов производится согласно реальным размерам и материалам, используемым при их производстве.

Плата в модели представлена как трехслойная пластина (стекловолокно, медь, припой) она размещается в пространстве модели согласно ее реальному размещению в пространстве ПО. Элементы на плате размещаются посредством программы, согласно приведенным в конструкторской документации на прибор. Типовые крепежные элементы, составные части корпусов блоков размещаются программно согласно координатам их размещения в ПО. Не типичные приборы, элементы конструкций, рамы, корпус ПО размещается вручную.

Таким образом, при выполнении вышеизложенных принципов имеется возможность построить ККМ СУ адекватную реальной аппаратуре для исследований её стойкости к действию ионизирующих излучений космического пространства.

**ИНТЕРПРЕТАТОР БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ
СЛУЖЕБНОГО МОДУЛЯ**

И.В.Станиславов, А.В.Кормилицын
(Россия, Королев, РКК «Энергия» им. С.П.Королева)
IlyaStanislavov@yandex.ru

Командно-программное управление пилотируемым космическим аппаратом является перспективной задачей современной космической техники.

Растет объем и сложность командно-программной информации, формируемой персоналом управления в реальном масштабе времени, что увеличивает вероятность ошибок оператора.

Для обеспечения достоверности формируемой командно-программной информации предлагается совместное использование стенда наземного комплекса отработки и интерпретатора бортового комплекса управления Служебного модуля.

Применение наземного комплекса отработки целесообразно для отработки новых полетных процедур, сложных полетных операций, ежесуточно формируемой информации и разбора нештатных ситуаций.

Применение интерпретатора целесообразно для оперативной отработки типовых суточных программ, предварительной отработки новых полетных процедур и сложных полетных операций, а также для проверки предназначенных для срочного ввода в бортовой комплекс управления команд и предварительного разбора нештатных ситуаций.

Опытная эксплуатация интерпретатора бортового комплекса управления Служебного модуля показала эффективность предлагаемой схемы контроля достоверности формируемой командно-программной информации.

**ПОВЫШЕНИЕ СТЕПЕНИ УПРАВЛЯЕМОСТИ
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

К.А.Неусыпин¹⁾, Фам Суан Фанг²⁾, Ким Дже Су³⁾
(Россия, Москва, ¹⁾МГТУ им. Н.Э.Баумана –
Вьетнам, Ханой, ²⁾Технический Университет им. Ле Куи Дона –
Корея, Сеул, ³⁾Технологический университет)
neysipin@mail.ru

Одним из способов повышения управляемости летательного аппарата (ЛА) является разработка высокоэффективной системы управления, которая осуществляет изменение его параметров в соответствии с выбранным алгоритмом, реализующим цель управления. Алгоритмы управления ЛА имеют различную эффективность, зависящую, в частно-

сти, от используемого функционала качества. Включение в функционал качества члена, характеризующего степень управляемости, изменяет структуру алгоритма управления и, как правило, усложняет управление. Предлагается более простой подход, заключающийся в оптимизации параметров алгоритма управления с помощью критерия степени управляемости.

Одним из основных этапов синтеза системы управления ЛА является исследование его динамики движения и получение математической модели движения ЛА. Управление движением ЛА осуществляется системой управления, которая реализует какой-либо алгоритм. В алгоритме управления используется математическая модель движения ЛА.

При оптимизации системы управления с использованием критерия степени управляемости ЛА структура управления не меняется. Изменяются только значения коэффициентов усиления в управляющем сигнале. Это обусловлено тем, что коэффициенты усиления зависят от матрицы модели и от матрицы управления. Однако, прежде чем использовать оптимизированные (позволяющие получить максимально возможные степени управляемости) значения матриц модели необходимо проверить устойчивость измененной системы управления. Поэтому для систем с априорной оптимизацией степени управляемости предварительно проверяется устойчивость с помощью разных критериев устойчивости, например критерия Гурвица.

Степень управляемости можно определить, исследовав систему уравнений канонического вида, т.е. систему уравнений, в которой отсутствует связь по переменным состояниям. Система является полностью управляемой, если матрица канонической системы не содержит строк, все элементы которых равны нулю. Следует отметить, что данный критерий можно применять при отсутствии кратных собственных значений системы. Степень управляемости характеризуют модули элементов строк канонической матрицы управления. Критерий позволяет проводить сравнительный анализ степеней управляемости. Лучше управляемы те компоненты вектора состояния, у которых больше модули элементов строк канонической матрицы управления. Определение степени управляемости с помощью этого критерия позволяет оптимизировать параметры ЛА. Критерием оптимальности является максимум степени управляемости ЛА.

В практических приложениях, как правило, конструктивные параметры ЛА жестко заданы, поэтому оптимизации (в смысле критерия степени управляемости) подлежат динамические параметры ЛА. С уче-

том физических допусков на эти параметры даны рекомендации по выбору (увеличению или уменьшению) динамических параметров ЛА при совершении маневра, во время которого управление осуществляется по нескольким параметрам с одним доминирующим. Поэтому предлагается повышать степень управляемости именно доминирующего параметра.

С течением времени параметры ЛА меняются. Соответственно степени управляемости компонент вектора состояния ЛА также изменяются. В связи с этим предложено формировать сценарий полета ЛА с учетом степеней управляемости конкретных компонент вектора состояния. Степень управляемости компонент вектора состояния ЛА определяется на всем интервале полета, выделяются интервалы с максимальными значениями степеней управляемости каждой компоненты, т.е. выделяются временные интервалы, на которых целесообразно осуществление маневров по той или иной компоненте вектора состояния ЛА. Основной алгоритм управления ЛА остается без изменения, что является важным для серийных ЛА.

ОБ ОДНОМ МЕТОДЕ СИНТЕЗА КОНТУРА УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ НА МАНЕВРИРУЮЩИЙ ОБЪЕКТ ПО КРИТЕРИЮ БЫСТРОДЕЙСТВИЯ

Чан Нгок Куи

(Вьетнам, Ханой, Технический Университет им. Ле Куи Дона)

В процессе проектирования систем управления летательными (ЛА) аппаратами, критерии оптимальности по точности и быстродействию всегда считаются самыми важными.

В качестве критерия оптимальности обычно принимается критерий максимума вероятности попадания в заданную область. Таким образом, в процессе проектирования должна быть решена задача синтеза оптимальной системы управления ЛА по указанному выше критерию качества.

Основными воздействиями, влияющими на точность наведения, являются: маневр объекта, флуктуации отраженного от объекта или излученного сигнала объектом, а также ошибки измерения параметров движения объекта и собственно ЛА.

В докладе рассмотрены задачи синтеза контура управления ЛА, основанные на использовании информации о возмущениях и маневре объекта на входе, а именно:

– синтез линейных, нелинейных и релейно-линейных законов управления ЛА и их сравнительный анализ;

– прогнозирование изменения угловой скорости линии визирования на входе системы управления или другими словами, прогнозирование движения объекта для того, чтобы повысить точность наведения.

Результаты моделирования показали, что в случаях применения различных законов управления под действием шумов, флуктуации отраженного сигнала и маневра объекта по синусоидальному закону, плотность вероятности промаха ЛА в точке встречи с объектом имеет вид бимодального распределения.

Кроме того, использование релейно-линейного закона управления в системе управления ЛА позволяет повысить качество процессов, расширить область устойчивости замкнутых систем, сохранить быстродействие, исключить автоколебательное явление, что повышает динамическую точность и надежность.

С другой стороны, предлагаемая система будет работать эффективнее при прогнозировании сигнала угловой скорости линии визирования на входе. Для прогноза движения объекта, можно использовать несколько методов, например метод линейных трендов, метод Тейла-Вейджа, метод размещения в ряд Фурье. Здесь предложено решать задачу прогнозирования с помощью метода самоорганизации, который позволяет получить лучший результат.

Результаты работы можно использовать как при проектировании систем управления ЛА, так и при решении других прикладных задач управления.

КОНФЛИКТНО-ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ РЕСУРСАМИ В ЗАДАЧАХ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ КОМПЛЕКСОВ ОБЪЕКТОВ НА ОСНОВЕ НАСТРАИВАЕМОГО ПРОГНОЗА

Е.М.Воронов, А.А.Карпунин, А.Л.Репкин

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

evgeniy.voronov@ju1.bmstu.ru, ksans@yandex.ru

Рассматривается задача конфликтного взаимодействия комплексов с участием групп объектов различного назначения, в том числе элементы взаимодействия комплексов на начальном этапе конфликта при наличии авиационных групп. Математическое описание конфликта формируется в виде комбинации задачи распределения ресурсов (РР) и конфликтно-оптимального прогноза (КОП) на основе динамики средних численностей, расширенное текущими конфигурациями (ТК) комплек-

сов. Оптимизируемые показатели качества содержат компоненты тактического характера с настраиваемыми весовыми коэффициентами и зависят от вектора конфигурационных параметров обоих комплексов.

Формируется совместный алгоритм оптимизации управления ресурсами в форме РР-КОП-ТК с настраиваемым прогнозом. На этапе РР реализован комбинированный алгоритм назначения-ранжирования, максимально учитывающий конфигурационные параметры обоих комплексов, с компромиссом по точности и быстродействию. В качестве методов оптимизации управления ресурсами используются стабильно-эффективные компромиссы (СТЭЖ) на основе Парето-Нэш-УКУ-Шепли-комбинаций теории управления структурно-сложными системами, дополненные и расширенные алгоритмами поиска стабильных решений на основе активных равновесий и векторного равновесия по Нэшу.

Реализованы алгоритмы наведения авиационных групп, формируемые на основе областей достижимости. В процессе взаимодействия комплексов объектов проводится имитация тактов конфликта с последующим анализом изменений в исходных конфигурациях.

Рассмотрены направления разработки базы знаний для программно-корректируемой реализации управления ресурсами комплексов и интеллектуализации конфликтно-оптимального распределения ресурсов комплексов объектов на основе многофакторного анализа эффективности взаимодействия при изменении начальных параметров конфликта (численности групп, тактики, эффективности воздействия и др.).

Разработанные алгоритмы используются при формировании программно-корректируемой имитации конфликтного взаимодействия комплексов.

**ПОСТРОЕНИЕ АЛГОРИТМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ
ТРЕХОСНОЙ ОРИЕНТАЦИИ СПУТНИКА СВЯЗИ
С ПОМОЩЬЮ ИЗМЕРЕНИЙ МОЩНОСТИ
РЕТРАНСЛИРУЕМЫХ СИГНАЛОВ
ПРИ РАЗЛИЧНОМ КОЛИЧЕСТВЕ
ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СТАНЦИЙ**

*В.Н.Платонов, А.В.Сумароков, С.Н.Тимаков
(Россия, Королев, РКК «Энергия» им. С.П.Королева)*

В работе рассматривается динамика ориентации спутника-ретранслятора на геостационарной орбите. Особенностью функционирования системы управления ориентацией спутника является полное отсут-

ствие измерений угловой скорости и относительно редкое поступление в контур управления измерений угловых рассогласований. Формирование углов рассогласований в измерительных каналах осуществляется по падению мощности ретранслируемого сигнала на приемных станциях, находящихся на границе диаграммы направленности ретрансляционной антенны спутника в зонах повышенного градиента падения мощности сигнала. Угловые рассогласования формируются на Земле и передаются на борт с большим запаздыванием не чаще чем раз в 20 секунд.

Для обеспечения условий динамической устойчивости спутника-ретранслятора при неполном составе измерений в бортовой контур управления был введен блок прогнозирования и интерполяции вектора состояния объекта управления, который представляет собой настраиваемую модель динамики КА (другое название – адаптивный наблюдатель). Ввиду отсутствия измерений угловой скорости, в этом блоке проводится ее идентификация (оценка) по измерениям скоростей вращения маховиков. Периодически оценка угловой скорости корректируется по данным от наземных станций, принимающих ретранслированные сигналы. Для идентификации, прогнозирования и интерполяции вектора состояния объекта управления, компонентами которого являются оценки углов рассогласования, оценки угловых скоростей и оценки кинетического момента маховиков, использовалась бортовая модель объекта управления с учетом динамики маховиков. Настраиваемым параметром бортовой модели является момент трения в подшипниках маховиков, который идентифицируется по угловой статической ошибке в каждом канале управления. В целом контур управления построен по схеме бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), но вместо измерений угловой скорости в блок интегрирования БИНС поступает ее оценка от адаптивного наблюдателя.

В работе показано, что для одновременного определения угловых рассогласований в каналах тангажа, рысканья и крена спутника достаточно 3-х наземных станций, находящихся в зонах повышенного градиента падения мощности ретранслируемого сигнала. Кроме того, показано что, используя устойчивые свободные движения спутника-гиростата (движение с ненулевым кинетическим моментом), количество необходимых станций может быть снижено до двух.

Полученные теоретические результаты нашли подтверждение в процессе моделирования с учетом дискретности и шумов измерений мощности ретранслируемых сигналов, с учетом запаздывания формирования сигнала для различных динамических режимов космического ап-

парата и для различных сочетаний реальных наземных радиопеленгационных станций.

ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ОТСУТСТВИИ ДАТЧИКОВ ПОЛОЖЕНИЯ

В.П.Ширяев

(Россия, Королев, РКК «Энергия» им. С.П.Королева)

Доклад посвящен всегда актуальной теме продолжения функционирования космических аппаратов (КА) при неисправных датчиках ориентации с перспективой полного отказа от их использования для некоторых типов КА.

В первой части доклада рассматривается метод гашения угловой скорости КА и ориентации батарей на Солнце с использованием зависимости величины тока батарей от их положения относительно Солнца. При этом предполагается полное отсутствие датчиков ориентации и угловой скорости.

Во второй части рассматривается применение аппроксимации углового движения КА для высокоточного определения параметров этого движения. Показано, что предложенный метод может успешно применяться для определения угловой скорости КА при отсутствии датчика угловой скорости.

В третьей части рассматривается возможность функционирования спутника связи на геостационарной орбите при отсутствии на нем каких-либо датчиков. Показывается принципиальная возможность построения и поддержания трехосной орбитальной ориентации такого спутника с помощью анализа изменения мощности радиосигналов от потребителей связи при угловых колебаниях КА.

РАЗРАБОТКА НОВЫХ СПОСОБОВ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «ЯМАЛ» И «БЕЛКА» С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МОМЕНТОВ МАЛЫХ СИЛ

А.В.Богачёв

(Россия, Москва, РКК «Энергия» им. С.П.Королева)

Работа посвящена решению актуальной задачи разработки безрасходных способов управления движением на спутнике дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) «БелКА» и геостационарных спутниках связи (ГСС) серии «Ямал» при помощи использования электромагнитных исполнительных органов (ЭМИО) на космическом аппарате (КА) «БелКА» и поворотных солнечных батарей (СБ) на КА «Ямал-100» и «Ямал-200».

Для КА серии «Ямал» был разработан ряд новых методов управления, использующих для создания управляющих воздействий силы светового воздействия на поверхности поворотных СБ. Управление данными воздействиями осуществляется за счёт отклонения СБ на расчётные углы относительно направления на Солнце.

В докладе приводится описание реализованных методов и результаты их применения на борту КА.

В ходе работы был создан и реализован на спутнике «БелКА» метод управления токами в обмотках трёх ЭМИО, позволяющий создавать необходимое изменение кинетического момента за счёт использования управляющего момента, образующегося при взаимодействии собственного магнитного момента системы ЭМИО с магнитным полем Земли.

Созданный метод использует разработанную модель магнитного поля Земли от внутриземных источников.

Высокая эффективность предложенного способа и его устойчивость к отказам ЭМИО подтверждена результатами численного моделирования.

В докладе приводится описание самой системы ЭМИО, алгоритма для реализации указанного метода разгрузки накопленного кинетического момента и используемой модели магнитного поля Земли. В работе также приведены результаты численного моделирования.

РАЗГРУЗКА ИНЕРЦИОННЫХ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ ОРГАНОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТЕ С ПОМОЩЬЮ ГРАВИТАЦИОННОГО МОМЕНТА

Н.С.Тимаков

(Россия, Королев, РКК «Энергия» им. С.П.Королева)

В работе рассматривается динамика управляемого углового движения КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), находящегося на высокоэллиптической орбите (ВЭО). Решается задача гравитационной разгрузки накопленного кинетического момента инерционных исполнительных органов (ИИО) на фоне поддержания заданной ориентации.

В работе представлены алгоритмы управления угловым движением КА на ВЭО, позволяющие проводить гравитационную разгрузку ИИО, с помощью небольших угловых отклонений от требуемой ориентации. При этом угловые маневры необходимые для проведения гравитационной раз-

грузки рассчитываются автономно в контуре управления по информации о векторе накопленного на ИЮ кинетического момента.

Предложенный метод реализуется в виде бортового алгоритма, он не требует тщательного прогноза накопления кинетического момента, учета изменения интенсивности гравитационного момента при движении аппарата от перигея к апогею и планирования проведения режимов гравитационных разгрузок.

В рамках анализа устойчивости разработанного алгоритма предложена численно-аналитическая процедура последовательного перемещения полюсов передаточной функции в заданное положение на s -плоскости. Эта модифицированная процедура модального управления корнями характеристического полинома позволяет рассчитать матрицу коэффициентов обратной связи для многосвязной системы.

Эффективность работы предложенных алгоритмов подтверждена результатами численного моделирования.

**ПРОГНОЗИРОВАНИЕ РАБОТЫ КОНТУРА ОРИЕНТАЦИИ СМ
И ДВИЖЕНИЯ СМ С УЧЕТОМ УПРУГОСТИ КОНСТРУКЦИИ
ПОД ВЛИЯНИЕМ СТРУЙ ДВИГАТЕЛЕЙ
ПРИЧАЛИВАЮЩЕГО К СМ МОДУЛЯ «ФГБ+NODE»**

С.Н.Атрошенко

(Россия, Королев, РКК «Энергия» им. С.П.Королева)

1. Насущность задачи обдува и ее формулировка. Особенности и трудности решения задачи. В настоящий момент подобные задачи решаются специалистами организаций двух стран: НАСА в США и РКК «Энергия» в России. Как в НАСА, так и в РКК существует разбиение решения указанной задачи на этапы и разделение труда и ответственности между различными организациями и специалистами. Приведена схема решения задачи и разделения ответственности для комплексной задачи влияния обдува в РКК «Энергия».

Приводится формулировка задача учета обдува. Перечислены особенности, усложняющие решение данной задачи.

2. Средства решения задачи. Цели моделирования. Основные составляющие сложного движения пробных точек, размещенных на корпусе МКС. Учет упругости – существенная компонента исследования. Описание нескольких вариантов математической модели упругих колебаний конструкции МКС.

Основное средство решения задачи – математическое моделирование. Приведено структурное описание моделирующего комплекса МКС-МА.

3. Моделирование автоматического режима причаливания связи «ФГБ (функционально-грузовой блок)+NODE» к автономному Служебному Модулю (СМ) и причаливания в режиме ТОРУ (телеоператорное управление).

Приведено сравнение различных методов моделирования взаимодействия факелов маневрирующего модуля «ФГБ+NODE» с упругим движением конструкции МКС и с движением СМ как твердого тела.

Приведены результаты прогноза-моделирования работы контура управления СУДН СМ для варианта автоматического причаливания модуля «ФГБ+NODE» и для нескольких вариантов причаливания в режиме ТОРУ.

Выводы о возможности выполнения причаливания в разных режимах.

4. Использование результатов моделирования. Результаты моделирования вошли в верификационный аналитический отчет РКК «Энергия» по системе СУДН модуля СМ.

Результаты были использованы для доработки математического обеспечения тренажера ЦПК «Телеоператор» и тренировки экипажа для причаливания в режиме ТОРУ.

О МЕХАНИЧЕСКОЙ АНАЛОГИИ В ДИНАМИКЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЖРД НА ПЕРЕХОДНЫХ УЧАСТКАХ ТРАЕКТОРИИ

Л.В.Докучаев, О.В.Соболев

(Россия, Королев, РКК «Энергия» им. С.П.Королева)

Исследуется нелинейная динамика космического аппарата (КА) с жидким топливом в полете. Обычно используемая линейная теория возмущенного движения справедлива на активных участках траектории, когда вектор перегрузки отклонен на малые углы от продольной оси КА.

Показано, что с точностью до членов третьего порядка малости перемещения жидкости строго описываются уравнениями механического аналога. Предлагается этот аналог использовать для оценки гидродинамических сил и моментов и на переходных участках траектории, когда вектор тяги может существенным образом менять свое направление.

При составлении дифференциальных уравнений движения используется метод в форме Кейна. В этом методе соединяются наглядность и симметричность уравнений Эйлера с автоматизмом формульных выкладок Лагранжа. Он позволяет более простым путем вывести уравнения движения, а сам процесс вывода алгоритмизировать таким образом, что можно использовать компьютерную технику при составлении уравнений движения разветвленных механических систем типа «дерево».

В качестве примера рассмотрена задача динамики КА, когда вектор тяги двигательной установки меняет свое направление на противоположное.

**ПОВЫШЕНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО УРОВНЯ
ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЗМОВ И
СИСТЕМ ЭЛЕКТРОПРИВОДА
АВИАЦИОННО – КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ
Б.В.Иванов, Г.В.Григорьев, О.Г.Ромашкин, А.Т.Трубачев
(Россия, Москва, ОАО «Аэрэлектромаш»)
*aeoel@mail.ru***

Разработка исполнительных электромеханизмов (ЭМ) и систем электропривода (ЭП) авиационных и космических летательных аппаратов (ЛА) и их агрегатов – одно из традиционных направлений предприятия. Практически каждый новый ЛА требует создания более совершенных ЭМ и систем ЭП. Со сменой поколений ЛА повышался технический уровень ЭМ и расширялась область их применения. За более чем 65-летний период сложилась своя школа разработки ЭМ и систем ЭП. В докладе приводится укрупненная классификация по функциональному назначению широкой номенклатуры ЭМ и систем ЭП, разрабатываемых и изготавливаемых ОАО «Аэрэлектромаш» и серийными заводами, в том числе и с большей полнотой – для орбитального корабля многооразового действия «Буран», для которого было создано 7 типов ЭМ¹ и 4 типа ЭП, обеспечивающих управление и механическое перемещение отдельных элементов конструкции планера (створок, замков, панелей радиационно-теплового обмена).

Отдельные, наиболее интересные ЭМ представленной номенклатуры приведены в качестве типовых представителей (в первую очередь содержащие принципиально новые функциональные элементы и с новыми структурами и кинематическими схемами). Как базовый пяти типов ЭМ корабля «Буран» рассмотрен двухканальный ЭМ МПС–250 с двумя электродвигателями постоянного тока, работающими на общий выходной вал через суммирующий дифференциал. Электромеханизм имеет предохранительное ограничительное по моменту устройство в виде моментной муфты с блоком микровыключателей и пружинно – фрикционной пробуксовочной муфты. ЭМ обеспечивает работу в условиях глубокого вакуума и широкого диапазона температур от -100°С до +160°С, имеет термозащитное покрытие и не требует термостатирования.

Значительное место в докладе уделено путям и методам повышения технического уровня ЭМ, основные среди которых следующие.

1. Разработка принципиально новых функциональных элементов и с их использованием новых структур и кинематических схем, обеспечивающих радикальное повышение технического уровня ЭМ. Среди таких элементов защищенные авторскими свидетельствами на изобретение двухроликковая необратимая муфта, предохранительная планетарная передача с растормаживаемым звеном рычажного типа, оригинальное устройство подтяга троса для лебедок. Во многих ЭМ, в том числе и электромеханизмах корабля “Буран”, нашла применение пружинно-фрикционная предохранительная муфта (ПФПМ), заменившая фрикционную многодисковую муфту со стабилизирующим устройством.

2. Использование новых принципов построения ЭМ (например, принципа разрыва кинематической цепи от электродвигателя устройством, управляемым кареткой моментной муфты, в ЭМ с ограниченным углом поворота).

3. Внедрение новых технологий и материалов. Приводятся примеры, в том числе разработанный по нашему ТЗ пластичный смазочный материал (ПСМ) НИРА, обеспечивший работоспособность ЭМ орбитального корабля в условиях глубокого вакуума и особо низких (до -100°C) температур.

4. Внедрение методов оптимизации с использованием ЭВМ, позволяющих проводить проектирование в реальной многокритериальной постановке.

5. Проведение НИР на предприятии и активное использование академической и вузовской науки. Тематика НИР была самая разнообразная и отражала задачи, стоящие перед предприятием по созданию образцов новой техники. Так в годы работы над ЭМ корабля “Буран” совместно с МГТУ им. Н.Э.Баумана велись исследования по прогнозированию долговечности зубчатых передач с экспериментальным определением наиболее изнашиваемой пары ЭМ и зависимостей интенсивности изнашивания от многочисленных факторов, в том числе при использовании ПСМ НИРА.

6. Широкое использование принципа унификации: разработка рядов ЭМ, конструктивно – параметрических рядов функциональных узлов (многодисковых фрикционных муфт, двухроликовых необратимых муфт, ПФПМ и др.), межпроектная унификация на основе единой конструктивной базы. Например, для корабля “Буран” пять типов ЭМ различного назначения спроектированы на базе единого литьевого корпуса.

Для управления ЭП ЛА на предприятии разработаны следящие системы управления как позиционные по структуре, так и по выходной регулируемой координате (частоте вращения или скорости перемещения). Пример первой – система управления тягой авиадвигателя СДУ-115. Она обеспечивает компенсацию деформации тросовой обмотки, особенно при ее большой протяженности на тяжелых самолетах, и впервые была использована на испытательном корабле “Буран” БТС-002, проходившем ГЛИ.

Вторая структура ЭП используется в САУ в качестве сервоприводов триммирования, балансировки, загрузки проводки штурвала и т.д.

Хотя эти системы построены по аналоговому принципу, в них решены задачи управления и контроля, ставящие их в ряд современных систем, а высокий уровень отказобезопасности достигается как за счет резервирования каналов управления, так и за счет глубокого встроенного контроля работоспособности.

Практика создания ЭП данного класса используется на современном этапе при разработке систем управления и контроля с применением микро-ЭВМ и микроконтроллеров, при этом существенное повышение технического уровня ЭП достигается за счет реализации алгоритмов управления на программном уровне, а использование современной силовой электроники позволяет сделать их более компактными и экономичными.

Оценивая перспективы развития ЭП и, в частности, их исполнительных ЭМ на предприятии, необходимо отметить, что созданные научно-технический и технологический заделы позволяют разрабатывать ЭП и ЭМ и для других отраслей техники (например, атомной) при условии проведения научно-исследовательских и экспериментальных работ, подтверждающих их работоспособность в условиях применения.

**ЭВОЛЮЦИЯ РАЗРАБОТКИ ОПЕРАЦИОННЫХ СИСТЕМ
ДЛЯ БЦВМ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ
РАЗРАБОТКИ ННЦ АП**

Б.Н.Вихорев, А.Г.Глазков

(Москва, ФГУП ННЦ АП им. академика Н.А.Пилюгина)

Специфика разработки операционных систем (ОС) для БЦВМ, работающих в реальном времени, заключается в цикличности работы комплекса программного обеспечения (ПО), необходимости синхрони-

зации ввода информации с чувствительных элементов и вывода командных сигналов с работой управляющих программ, безусловное обеспечение достаточности временных ресурсов для работы комплекса ПО, а так же обеспечение безотказности управления, как за счет резервирования аппаратуры БЦВМ, так и специальных программ контроля правильности хода вычислительного процесса и восстановления интегральной информации из-за возможных сбоев инициируемых, в частности, космическими лучами.

Авторы этой статьи проводили разработку ОС, начиная с первой БЦВМ в космосе [1].

Для обеспечения безотказности работы этой БЦВМ «Аргон-11С», разработки НИИЦЭВТ, была выбрана структура вычислительного комплекса с трехкратным резервированием БЦВМ и аналоговым мажорированием выходных командных сигналов.

Для парирования сбоев БЦВМ, вероятность которых как минимум на порядок больше вероятности отказов, применялись разные приемы и в частности обмен информацией между гранями резервирования.

Была разработана многоуровневая структура диспетчерских программ. Этот принцип организации вычислительного процесса с определенными модернизациями был сохранен для всех последующих БЦВМ, разработки НПЦ АП.

Качественным скачком в развитии бортовых вычислительных систем была разработка БЦВМ «БИСЕР-2», в состав которой был включен канал ввода-вывода (КВВ), обеспечивающий информационный обмен с внешними абонентами последовательным интерфейсом, параллельно с работой процессора.

На выходе КВВ был введен битный мажоритарный элемент (МЭ), позволяющий достоверно фиксировать аномалии в работе каждой резервированной грани процессора в дополнение к выработке сигнала готовности.

По фиксации МЭ КВВ аномалии в работе одной грани резервированных БЦВМ был организован межграничный обмен, обеспечивающий копирование оперативного запоминающего устройства за один цикл БЦВМ.

Наибольшего совершенства ОС достигла при разработке СУ орбитального корабля «Буран». Для безусловного выполнения требований двухотказности в любом тракте СУ орбитального корабля «Буран» в вычислительной системе было использовано четырехкратное резервирование БЦВМ «БИСЕР-4». Объем внешних абонентов на порядок превысил обычный состав для ракетных комплексов. Так, например, вместо

одного или двух дешифраторов на 256 разовых команд в СУ орбитального корабля «Буран» был 21 дешифратор.

Был введен механизм паспортов программ пользователей, что вкупе с перемещаемостью программ значительно упростило формирование пакетов программ, работающих на разных участках. В частности в паспорте указывалось время работы программы в цикле управления. Это позволило достоверно контролировать достаточность временных ресурсов вычислительного процесса. Большой объем программ, значительно превышающих объем ОЗУ «БИСЕР-4» в 128к, реализовался с помощью перезагрузки ОЗУ с магнитофона емкостью 2000к.

С целью дальнейшего повышения надежности последующие БЦВМ «БИСЕР-3» и «БИСЕР-6» были разработаны с мажоритированием блоков БЦВМ. Для БЦВМ «БИСЕР-3» ОС «БИСЕР-4», была модернизирована с использованием макрокоманд, заменявших отсутствующие в «БИСЕР-3» команды «БИСЕР-4», а БЦВМ «БИСЕР-6» имела все команды «БИСЕР-4» так что использования макрокоманд не потребовалось.

Внедрение персональных компьютеров в наземный комплекс позволило реализовать интеллектуальный интерфейс с отображением результатов испытаний в символьном виде, а точностных параметров в физических величинах.

Для эксплуатации подвижного варианта ракеты «Тополь-М» был создан банк диагностических сообщений по результатам испытаний, а так же оперативные сообщения, обеспечивающие подсказку экипажу во время движения.

Кроме того, на экране дисплея отображается карта местности и на ней текущее положение пусковой установки, а так же производится накопление телеметрической информации для последующей обработки.

Для технологической отладки ПО разработаны шаблоны отображения, обеспечивающие итоговую диагностику работы СУ.

Для космических комплексов в персональном компьютере дополнительно формируется ПЗ и частично хранятся ПО управления подготовкой и регламентом комплекса.

Литература

1. Глазков А.Г. Первая Советская БЦВМ в космосе /Сб. докл. XXVIII Академических чтений по космонавтике. – М., 2004.
2. Глазков А.Г. Космическая одиссея вычислительного комплекса на базе БЦВМ С-530 / Сб. докл. XXIX Академических чтений по космонавтике. – М., 2005.

**АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ПРИМЕНЕНИЯ
КОМПЬЮТЕРОВ DMS-R В МКС И ИХ СВОЙСТВ,
ОПРЕДЕЛЯЮЩИХ ПРИМЕНЕНИЕ В МОДУЛЕ «МЛМ»**

Е.А.Микрин, А.Н.Скиданов, С.И.Гусев
(Россия, Королев, РКК «Энергия» им. С.П.Королева)
Eugeny.Mikrin@rsce.ru

На текущий момент прошло шесть лет с момента запуска Служебного модуля, являющегося базовым блоком российского сегмента МКС. Имеющийся опыт эксплуатации бортовой вычислительной системы позволяет провести анализ результатов работы аппаратуры на текущий момент и сделать ряд выводов по принципам построения структуры БВС, а так же оценить правильность требований предъявляемых к центральным вычислительным средствам системы. Центральное место в структуре БВС СМ занимают отказоустойчивые компьютеры *FTC (Fault Tolerant Computer)*, разработанные по заданию РКК «Энергия» европейской фирмой «*ASTRIUM*» в рамках «Соглашения о создании российской системы управления «*Data Management System – Russian*» между РКК и ЕКА.

БВС СМ и БКУ МКС в целом построен в виде развиваемой и наращиваемой структуры, по мере расширения которой приходится:

- опираться на имеющийся базовый ресурс вычислительных средств и интерфейсов;
- определять принципы построения вычислительных систем новых фрагментов МКС;
- разрабатывать методологию интеграции новых систем в БКУ МКС;
- решать задачу разработки новых вычислительных средств и использования ранее созданных компьютеров, при наличии возможности сохранения технологии их воспроизводства.

В настоящем докладе внимание уделено:

- краткой истории возникновения партнерства с европейским партнером;
- основным требованиям предъявленным к разработчикам компьютеров *FTC*;
- краткому функциональному описанию компьютеров;
- анализу результатов наземной отработки и летных испытаний компьютеров и системы в целом, в части свойств, определяемых использованием *FTC*;

- определению перспектив использования компьютеров *FTC* в новом модуле МКС – Многофункциональном лабораторном модуле (МЛМ).

**СОЗДАНИЕ ИНТЕГРИРОВАННОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ И
КОММУТАЦИОННОЙ СРЕДЫ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ
МАЛЫМИ СПУТНИКАМИ**

*Е.А.Микрин, И.А.Каляев¹⁾, В.А.Гаршин,
Д.Б.Путан, И.В.Орловский, О.В.Катаев¹⁾*
(Россия, Королев, РКК «Энергия» им. С.П.Королева –
Таганрог, ¹⁾НИИ МВС им. А.В.Каляева ТРТУ)
Eugeny.Mikrin@rsce.ru

Создание малого спутника возможно только при условии решения проблемы минимизации весов конструкции, бортовых систем и электропотребления изделия.

Уменьшение весов систем управления бортовыми системами возможно за счет создания интегрированной вычислительной и коммутационной среды.

Интегрированная вычислительная аппаратная среда должна обслуживать все задачи управления движением и управления бортовыми системами. Управление режимами малого спутника, управление полезной нагрузкой, управление движением, обработка информации от датчиковой аппаратуры, контрольно-диагностические функции – все должно обслуживаться едиными вычислительными средствами.

С помощью этих вычислительных средств и аппаратных средств, объединенных, в единый моноблок, должно осуществляться распределение питания и реализовываться режим максимального энергосбережения. Управление бортовыми системами должно быть подчинено принципу – от системы управления непосредственно к исполнительным органам бортовых систем без промежуточных блоков.

Важную роль играет выбор стандартных информационных интерфейсов. Все большую популярность приобретает *CAN* интерфейс, обеспечивающий необходимую информативность и сбережение энергоресурсов.

Минимизация весов спутника возможна также за счет использования системы электропитания без стабилизации напряжения источника питания.

Уменьшение весов средств сбора информации возможно за счет использования цифровых, аналоговых и температурных датчиков.

Таким образом, критический подход к бортовым системам и системе управления позволит создать малый спутник.

**ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЕ СРЕДСТВА
РЕАЛИЗАЦИИ ВЫЧИСЛИТЕЛЯ НА БАЗЕ
ПРОГРАММИРУЕМЫХ ЛОГИЧЕСКИХ ИНТЕГРАЛЬНЫХ СХЕМ
ДЛЯ РЕЗЕРВНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

*Г.Я.Леденев, Д.Ю.Башлыков, В.В.Зборовский, С.А.Петров
(Россия, Королев, РКК «Энергия» им. С.П.Королева)*

Рассматривается задача реализации на базе программируемых логических интегральных схем алгоритмов управления угловой стабилизацией, угловым и линейным перемещением, построения орбитальной ориентации космического аппарата.

Для решения поставленной задачи используется ядро целочисленного *RISC*-процессора с архитектурой, поддерживающей разработку компиляторов процедурных языков высокого уровня. Данное ядро реализовано в виде *VHDL*-описания. Этот подход позволяет гибко изменять, настраивать и отлаживать алгоритмы, а также обладает достаточной производительностью при небольшой в сравнении с процессорами с плавающей точкой и *CISC*-процессорами занимаемой в микросхеме логической емкости.

Для выбора и реализации эффективных алгоритмов управления требуется рассмотрение различных вариантов обработки информации. Для этого необходимы средства удобного изменения программы, что не обеспечивается применением лишь языка ассемблера. С этой целью разработан компилятор языка высокого уровня (ЯВУ). ЯВУ реализует ветвления, циклы, записи выражений. Синтаксис ЯВУ аналогичен синтаксису Си с некоторыми ограничениями и представляет минимально необходимые средства для написания структурированной программы.

Особое внимание уделено поддержке математического моделирования и отладки вычислителя. Для проведения натурно-математического моделирования в составе макетной платы с программируемой микросхемой, в вычислителе реализован специальный аппаратный модуль отладки на базе конечного автомата. Это модуль имеет связь с персональным компьютером, на котором может быть реализовано приложение-отладчик или приложение-модель объекта управления. С помощью разработанных *VHDL*-моделей возможно также проведение математического моделирования с применением, например, программы *ModelSim*.

**ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ КОМПЛЕКСНОЙ МЕТОДИКИ
ОБОСНОВАНИЯ ТРЕБОВАНИЙ К ИНТЕГРИРОВАННОЙ
СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЕМ
МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ**

*Д.А.Добрынин¹⁾, А.Б.Петров¹⁾, В.Н.Соколов¹⁾,
М.А.Плечко²⁾, Г.Н.Шаров²⁾*

*(Россия, Москва, ¹⁾ФГУП МОКБ «Марс», ²⁾ЦНИИ Минобороны РФ)
lena.mars@mtu-net.ru, 3rdn@mail.ru*

Актуальность разработки комплексной методики обусловлена необходимостью повышения степени обоснованности требований к бортовым интегрированным системам управления (ИСУ) функционированием перспективных МКА ДЗЗ с длительным сроком существования на стадии формирования тактико-технического задания (ТТЗ) на опытно-конструкторскую работу при наличии ограничений на массово-габаритные характеристики аппаратуры ИСУ, энергопотребление и минимизации степени участия наземного комплекса управления (НКУ) в обеспечении функционирования МКА ДЗЗ.

Комплексная методика предусматривает решение следующих основных задач:

- задачу синтеза стратегии δ_{34}^* при заданных условиях, т.е. решение задач обоснований требований к составу подсистем и выходным техническим характеристикам ИСУ, оптимальных по частному критерию $\Phi_1(*)$;
- задачу синтеза стратегии δ_{45}^* при заданных условиях, предусматривающей решение задачи обоснований требований к ИСУ по организации информационного обмена между подсистемами и элементами ИСУ и смежных систем при штатных и нештатных режимах функционирования МКА ДЗЗ, оптимальной по частному критерию $\Phi_2(*)$;
- задачу синтеза структуры и аппаратного состава $r^*(\bullet)$ ИСУ, при заданных ограничениях, реализующей стратегии δ_{34}^* и δ_{45}^* , обеспечивающей выполнение требуемых тактико-технических характеристик МКА ДЗЗ и оптимальной по комплексному критерию $\Phi_{\text{ИСУ}}(*)$.

Для оценки эффективности ИСУ МКА ДЗЗ разработана иерархия частных критериев, которые позволяют сформировать комплексные критерии для сравнения альтернативных вариантов ИСУ с учетом материальных и временных затрат на их создание.

Комплексная методика позволяет повысить степень обоснованности требований к основным характеристикам ИСУ перспективных МКА ДЗЗ при формировании ТТЗ на их разработку.

**ОБОСНОВАНИЕ РАЦИОНАЛЬНОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ
ФУНКЦИЙ УПРАВЛЕНИЯ МЕЖДУ БОРТОВЫМИ СИСТЕМАМИ
МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И
НАЗЕМНЫМ КОМПЛЕКСОМ УПРАВЛЕНИЯ**

*Д.А.Добрынин¹⁾, А.Б.Петров¹⁾, В.Н.Соколов¹⁾,
М.А.Плечко²⁾, Г.Н.Шаров²⁾*

*(Россия, Москва, ¹⁾ФГУП МОКБ «Марс», ²⁾ЦНИИ Минобороны РФ)
lena.mars@mtu-net.ru, 3rdn@mail.ru*

Система управления (СУ) МКА состоит из связанных радиолиниями комплексов: наземного комплекса управления (НКУ), бортовых средств управления (БСУ) и центра приема и обработки информации зондирования (ЦПОИ) участвующего в управлении МКА и формировании плана его работы. Существующее распределение задач между НКУ и БСУ складывалось в то время, когда вычислительные средства, обеспечивающие обработку измерений текущих траекторных параметров и ТМИ, что могли размещаться только на наземных пунктах НКУ. С развитием БЦВС появилась возможность часть задач перенести в БСУ. Однако до настоящего времени еще не сложился окончательный подход к решению задачи о рациональном распределении функций между НКУ и БСУ.

Распределение задач между БСУ и НКУ МКА, оснащенных оптико-электронной аппаратурой зондирования (АЗ), может определяться требованиями к МКА по автономности, разрешению информации на местности, производительности, оперативности и т.д., и техническими возможностями по разработке интегрированной СУ (ИСУ), обеспечивающей решение на борту необходимых задач управления МКА с минимизацией функций НКУ. Степени участия НКУ в управлении МКА будет определяться возможностями вычислительных и программных средств ИСУ, в том числе и по обеспечению быстрого принятия решения в непредвиденных или недостаточно формализованных нештатных ситуациях (НШС). За НКУ должна остаться функция резервного решения тех задач, которые возложены на бортовую ИСУ, но не могут выполняться вследствие неисправности бортовой аппаратуры, БЦВС или

ошибок в бортовом программном обеспечении. Степень участия ЦПОИ в работе СУ возросла после того, как появилась возможность использования дополнительной оперативной обратной связи по качеству и количеству полученных результатов зондирования.

В дальнейшем часть функций перейдет из ЦПОИ в бортовую ИСУ. Это позволит устранить задержки в цикле управления МКА, но потребует дальнейшего развития БЦВС для управления МКА и обработки целевой информации.

К ПОСТАНОВКЕ ЗАДАЧИ СИНТЕЗА СТРУКТУРЫ КЛАСТЕРА МАЛОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В СОСТАВЕ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА

Б.П.Николаев

(Россия, Москва, Военная Академия РВСН им. Петра Великого)

Под кластером будем понимать набор разнородных малогабаритных космических аппаратов (МГКА), входящих в состав орбитальной группировки (ОГ), совместно выполняющих общую функцию с большей, чем единичный МГКА эффективностью и управляемый как единое целое.

Синтез структуры кластера МГКА в составе системы космического мониторинга (КМ) предполагает выполнение следующих основных этапов: 1) формирование дерева целей и задач кластера МГКА в составе системы КМ; 2) формирование структуры кластера МГКА в составе системы КМ; 3) прогноз развития системы КМ на базе кластера МГКА и т.д.

Одним из важных этапов синтеза структуры кластера МГКА является этап обоснования качественного состава кластера МГКА. Его задача заключается в определении типажа и номенклатуры, включаемых в кластер элементов (под элементом понимается одиночный МГКА), обладающих оптимальными технико-экономическими характеристиками.

В общем виде задача синтеза структуры кластера МГКА в составе системы космического мониторинга может быть сформулирована следующим образом.

Дано: 1) множество элементов; 2) множество связей между элементами; 3) множество управляющих воздействий; 4) множество функций элементов; 5) совокупность ограничений; 6) множество факторов среды, влияющих на выполнение целевой задачи; 7) показатели качества функционирования кластера, главным из которых является инфор-

мационная производительность (при этом рассматривается семантический аспект информации, в отличие от традиционного подхода, ориентированного в первую очередь на синтаксис); 8) критерий качества как обеспечение требуемой семантической производительности.

Требуется: Осуществить структурно-функциональный синтез кластера МГКА, удовлетворяющий заданному критерию качества.

**ФОРМИРОВАНИЕ КЛАСТЕРА
МАЛОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЦЕЛЕВОЙ ЗАДАЧИ**
Д.М.Макаренко, А.Ю.Потюкин, В.Н.Рыбаков
(Россия, Москва, Военная Академия РВСН им. Петра Великого)
fotin853@mtu-net.ru

Рассматривается задача организации управления орбитальной группировкой дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), состоящей из значительного числа малогабаритных космических аппаратов (МКА) в условиях перераспределения функций управления между наземным и бортовыми комплексами управления.

В настоящее время не исследованы вопросы управления космическими аппаратами многочисленной орбитальной группировки ДЗЗ, которая была бы создана на основе универсальных космических платформ с различной целевой аппаратурой. Так же не изучалась возможность временного формирования совокупности МКА для решения конкретной целевой задачи из постоянно действующей многоспутниковой системы – формирование кластера. Не разработаны вопросы создания орбитальной сети информационного обмена подобной наземной сотовой телефонной связи.

Предлагается при создании кластера учитывать следующие факторы.

На формирование кластера из МКА оказывают влияние факторы:

- 1) количество работоспособных КА в некоторой ограниченной области пространства;
- 2) взаимное орбитальное расположение КА в области пространства;
- 3) возможность обеспечения информационного обмена, то есть существование орбитальной сети передачи командно-программной информации КА-адресату;
- 4) возможность выполнения целевой задачи в требуемый момент времени с необходимым качеством.

**МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТ
МИКРОСПУТНИКОВ ДЗЗ ПРИ ОРГАНИЗАЦИИ
ЦЕЛЕВОГО МОНИТОРИНГА
ПРОСТРАНСТВЕННО-ОПРЕДЕЛЁННОЙ СИСТЕМЫ
ОБЪЕКТОВ НАБЛЮДЕНИЯ**

*В.И.Дубинин, Д.К.Значко, И.А.Ястребова
(Россия, Москва, ВВИА им. Н.Е.Жуковского –
ООО "ОТКРЫТОЕ НЕБО+")
info@openskyplus.com*

Многочисленные примеры успешного использования малогабаритных спутников при решении задач дистанционного зондирования Земли показывают состоятельность концепции создания глобальной системы мониторинга земной поверхности на основе многоспутниковых орбитальных группировок.

Одним из направлений применения микроспутников ДЗЗ можно рассматривать целевой мониторинг пространственно определённой системы типовых объектов наблюдения, таких как акватории портов, районы расположения тепло – / гидроэлектростанций, области устойчивой биопродуктивности в открытом океане. Однотипность объектов позволяет априори определить состав и технические характеристики аппаратуры ДЗЗ, а также – период времени наиболее эффективного выполнения операции мониторинга.

Частной задачей организации целевого мониторинга системы объектов является оценка параметров орбиты микроспутника ДЗЗ оптимальным образом, в смысле минимума времени, обеспечивающих выполнение мониторинга всех объектов наблюдения.

В работе на примере оценки параметров орбиты микроспутника ДЗЗ оптического диапазона, предназначенного для целевого мониторинга районов расположения тепловых электростанций на территории России, раскрыта соответствующая методика, основанная на анализе взаиморасположения изменяющихся во времени координат трассы и детерминированных координат объектов наблюдения методом имитационного моделирования.

**СРЕДСТВО СУБОРБИТАЛЬНОГО МОНИТОРИНГА
НА БАЗЕ ОПЕРАТИВНО-ТАКТИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА*****Р.В.Никитин******(Россия, Москва, Военная Академия РВСН им. Петра Великого)***

Недавние события, такие как различные террористические акты, участвовавшие опасные природные продемонстрировали, как уязвима промышленная и транспортная инфраструктура государства перед лицом природных и техногенных катастроф. Поэтому Президентом РФ была поставлена задача создания федеральной системы мониторинга объектов и ресурсов государства, состояние которых необходимо контролировать.

Телекоммуникационная среда мониторинга представляет собой распределённую автоматизированную систему оперативного сбора и передачи информации.

Однако возникает вопрос мониторинга кризисных ситуаций в военное и предвоенное время. Кризисные ситуации могут быть различными, начиная от техногенных катастроф и заканчивая военными действиями. Современные средства разведки, способные работать на оперативно-тактическую глубину обладают значительной уязвимостью.

С учетом вышесказанного задачу получения оперативной информации с обширной территории в сложных условиях обстановки в военное время более эффективно сможет решить система средств суборбитальной разведки на базе штатных оперативно-тактических ракетных комплексов.

Одним из возможных средств выведения суборбитальных аппаратов сбора и передачи информации может быть комплекс, созданный на основе существующего ракетного комплекса.

Модернизируемый комплекс может быть использован в качестве средства суборбитального мониторинга за счет присущих ему таких качеств, как мобильность, скорострельность, автономность, малое время боевых готовностей, автоматизация боевого управления и т.д. Комплекс может обеспечить вывод системы суборбитальных средств сбора информации в зону критических ситуаций или военных действий, что позволит получить в кратчайшие сроки необходимые для контроля ситуации данные.

Учитывая, что комплекс не входит в «Стратегическую Триаду», то в мирное время, без ущерба для безопасности страны, он может быть поставлен на постоянное, боевое дежурство для мониторинга кризисных ситуаций.

**ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ СИНТЕЗА УЛЬТРАОПЕРАТОРА
КОМПЛЕКСНОЙ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ
КОСМИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА**

В.А.Антипов, А.Ю.Потюпкин

(Россия, Москва, Военная Академия РВСН им. Петра Великого)

fotin853@mtu-net.ru

Рассматривается постановка задачи синтеза ультраоператора комплексной обработки информации, полученной с помощью различных средств космического мониторинга. Особенностью задачи является некорректности задачи анализа информации как обратной задачи. В этом случае необходима разработка метода регуляризации задачи анализа с учетом специфики информации, получаемой от разнородных источников, размещенных на носителях в космическом пространстве.

Формальной теорией, позволяющей объединить разнородные сведения в единую модель, является теория ультрасистем, выступающая как раздел математической информатики, в совокупности с теорией нечетких множеств. При этом ввиду отсутствия достаточной статистики достоверность анализируемых сведений предполагается оценивать не в вероятностной, а в нечеткой мере в виде функций принадлежности. Выбор формального аппарата обусловлен свойством ультрапрерывности ультраоператоров, позволяющим получить устойчивый метод решения всякой имеющей решение математической задачи. Регуляризация обратной задачи анализа обеспечивается путем целенаправленного, с учетом семантической достоверности, комплексного привлечения информации мониторинга.

Приводится постановка задачи анализа состояния объектов мониторинга в терминах математической информатики, а также метод её решения как синтез соответствующего ультраоператора анализа. Предложены показатели и критерий синтеза, определены необходимые условия и разработан алгоритм синтеза. Исследуются вопросы оценки достоверности и информативности результатов анализа. Рассматривается пример реализации разработанного метода.

Практическая значимость метода заключается в предоставлении возможности управления процессом мониторинга на основе создания комплексной модели анализа объектов мониторинга, учитывающей как модель анализируемого объекта, так и условий и режимов его функционирования. Реализация метода возможна как в соответствующих центрах мониторинга путем разработки соответствующего программно-математического обеспечения.

**ФОРМИРОВАНИЕ РАБОЧЕЙ СЕТИ В
ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМАХ**

Ф.Ф.Краснобацев

(Россия, Москва, Военная Академия РВСН им. Петра Великого)

Важная тенденция развития измерительных систем состоит в расширении их интеллектуальных возможностях, что позволяет решать задачи в условиях неопределенности и нестационарности параметров объекта и среды функционирования.

На сегодня широко используют технологию измерительного программирования, которая в свою очередь открывает дополнительные возможности: программно осуществлять формирование и изменение рабочей сети системы, в зависимости от условий измерительной задачи, или условий измерений. Выделим в программной оболочке интеллектуальной измерительной системы две основные части: инструментальную – "рабочую сеть", она предназначена для получения и обработки измерительной информации, а также интеллектуальную, систему – "администратор", она обладает свойством логического анализа текущей контрольной информации и свойством формирования и изменения рабочей сети. При этом остается не ясным, каким образом будет осуществляться взаимодействие этих систем. Для разрешения этой задачи предлагается использовать информационно-адресную систему.

Главной целью информационно-адресной системы является организация в программной среде целевого пространства программных модулей, элементов инструментальной части системы, причем организация осуществляется по классификационному (информационному) признаку в соответствии с адресной системой. Тогда, для формирования рабочей сети, системой – администратором осуществляется активация нужных элементов путем задания нужного адреса и соединение элементов в соответствии с алгоритмом измерения.

Таким образом, осуществляется формирование и изменений структуры рабочей сети в программном пространстве интеллектуальной измерительной системы в зависимости от параметров объекта и среды функционирования.

**ТРЕБОВАНИЯ К ТЕХНОЛОГИИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ
ВЫСОКОТОЧНЫХ АСТРОНОМИЧЕСКИХ АЗИМУТОВ
ОРИЕНТИРНОЙ СЕТИ БАЗЫ ЭТАЛОНИРОВАНИЯ
ГИРОКОМПАСОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
КОСМИЧЕСКИХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ**

*А.В.Олейников, Р.Ю.Гапон
(Россия, Москва, 4 ЦНИИ Минобороны России)
raff@mail.ru*

Доклад посвящен рассмотрению проблем сохранения и в ряде случаев повышения точности определения астрономических азимутов направлений, используемых для аттестации гироскопических приборов, в условиях отказа от применения высокоточных астрономических универсалов.

Разработаны предложения по использованию космических навигационных систем ГЛОНАСС и GPS для определения астрономических азимутов опорных направлений ориентирной сети базы эталонирования гироскопов. Обоснован выбор относительного метода космической геодезии, как метода решения задачи.

Доклад содержит рекомендации по практическому применению спутниковой геодезической аппаратуры для определения азимутов опорных направлений и изложены основные требования к технологии их определения.

Определены требования к точности определения приращений пространственных прямоугольных координат между двумя опорными пунктами, необходимых для вычисления астрономических азимутов направлений.

Выполнена априорная оценка точности определения приращений пространственных прямоугольных координат между двумя пунктами на заданном интервале требований к точности определения астрономических азимутов опорных направлений.

Установлено, что в условиях опорной сети базы эталонирования гироскопов с использованием существующей в настоящее время спутниковой геодезической аппаратуры реально достичь точности определения астрономических азимутов внешней ориентирной сети на уровне 0,7-1,0 угл. сек.

**АЛГОРИТМИЧЕСКИЕ СПОСОБЫ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ
ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ***Е.С.Лобусов, А.В.Фомичев**(Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э.Баумана)**lobusov@iu1.bmstu.ru, fomichev@iu1.bmstu.ru*

Предмет исследования – способ (подход) повышения точности функционирования инерциальной навигационной системы (ИНС).

Источником погрешностей функционирования ИНС являются, в основном, собственные возмущения измерителей, т.е. неизвестные дрейфы векторного измерителя угловой скорости (ВИУС) и смещения векторного измерителя линейного ускорения (ВИЛУ). Оказывается, что текущее определение собственных возмущений измерителей может быть достигнуто за счет формирования **модели погрешностей** всего контура навигации с включением в вектор состояния этой модели, в первую очередь, дрейфов ВИУС. Естественно, что модель погрешностей должна быть запущена предварительно, что делается на момент запуска всей ИНС в работу, а далее модель погрешностей функционирует параллельно с основными алгоритмами навигации ИНС.

В процессе движения подвижного объекта (ПО) происходит коррекция показаний модели погрешностей либо от внешних источников, либо периодическими остановками на короткий промежуток времени (~ 30 с). Отсюда знание текущих показаний ИНС в контуре навигации и данных по текущим погрешностям позволяет рассчитать оценку истинного состояния как алгебраическую сумму. Тем самым, происходит повышение точности ИНС.

Чтобы выяснить качественные свойства предлагаемого подхода, в работе выполнен детальный анализ одного случая описания модели погрешностей функционирования ИНС.

Проведённые исследования позволяют сделать следующие выводы.

1. Рассмотрен подход к повышению точности функционирования ИНС на основе построения её модели погрешностей, работающей параллельно с контуром навигации ИНС и корректирующей текущие показания вне контура.

2. Приведены структуры и соотношения, позволяющие реализовать данный подход.

3. К сожалению, определяются только приведённые дрейфы (размерность 2) в горизонтальной плоскости навигационной системы координат (НСК). Приведённые дрейфы не соответствуют дрейфам БИНС, которые привязываются к связанной системе координат (ССК) и имеют раз-

мерность 3. По этой причине для определения полного вектора дрейфа ВИУС применительно к БИНС следует иметь ещё другое угловое положение, для которого проводится определение приведённых дрейфов.

4. Данный подход идеально применим к платформенным ИНС, в которых дрейфы непосредственно связаны с НСК (приведённые дрейфы равны дрейфам ВИУС). Дрейф относительно вертикальной оси вращения НСК не определяется, но он в рассматриваемой ситуации и не требуется.

ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ПОМЕХОУСТОЙЧИВОСТИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИХ РАДИОЛИНИЙ

Д.Г.Киреев

(Россия, Москва, Военная Академия РВСН им. Петра Великого)

Под помехоустойчивостью канала передачи дискретных сообщений (радиолинии) понимается его способность передавать сообщения в условиях воздействия помех. Помехоустойчивость радиолинии зависит от большого числа влияющих факторов: вида помехи, её мощности, формы полезных сигналов, свойств и вида искажений сигналов при распространении, метода модуляции, структуры приёмника, антенны, применяемых методов борьбы с помехами и т.д. При воздействии нормального белого шума помехоустойчивость принято оценивать вероятностью ошибки на бит передаваемой информации.

В настоящее время используются следующие пути обеспечения требуемой помехоустойчивости:

1. Применение фазированных адаптивных решёток (ФАР).
2. Использование методов расширения спектра сигналов.
3. Выбор эффективных методов модуляции простых сигналов.

4. Введение избыточности в передаваемые информационные сообщения.

Первый и второй пути повышения помехоустойчивости не всегда применимы из-за конструктивных и организационных ограничений. Третий и четвертый пути в отдельности известны, однако их совместное использование недостаточно исследовано. Поэтому в настоящее время наибольший интерес представляет поиск наилучших комбинаций методов модуляции используемых при передаче сигналов совместно с помехоустойчивыми кодами.

Актуальной задачей представляется поиск различных сочетаний традиционных для систем передачи сообщений методов кодирования (циклические, свёрточные и каскадные коды) и используемых методов

модуляции сигналов, являющихся перспективными для передачи по телеметрическим радиолиниям. На основании изучения свойств таких сочетаний представляется целесообразным разработать рекомендации по совместному использованию методов модуляции телеметрических сигналов и помехоустойчивых кодов, повышающих помехоустойчивость радиолиний при конкретных условиях и ограничениях.

ИЗМЕРЕНИЕ УРОВНЯ И СПЕКТРА ВИБРАЦИИ В СИСТЕМАХ И МАШИНАХ

А.Д.Устюжанин

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

ALEXANDER@Ustuzhanin.com

На XXX Академических чтениях по космонавтике было показано, каким образом можно оценить влияние вибрации на динамические свойства человека-оператора и эффективность его работы при управлении космическим или каким-либо другим динамическим объектом. Здесь будет рассмотрена задача оценки уровня и спектра вибрации по сигналам с датчиков виброускорений с целью раннего обнаружения дефектов в системах и машинах.

Проблемы раннего обнаружения и анализа дефектов вращающихся частей машин являются первопричиной использования для этих целей высокочастотной фильтрации сигналов датчиков виброускорений.

В основу такого обнаружения и анализа заложен метод *SE (Spike Energy)* Энергии Пика, который, начиная с 70-х годов прошлого века, используется для мониторинга состояния машин и диагностики неисправностей. По сравнению с другими методами высокочастотной фильтрации рассматриваемый здесь метод *SE* имеет полосовую фильтрацию и детектирование сигнала, что позволяет получать достаточно информативный сигнал на частотах выше априори известных резонансных частот. Частотные характеристики датчиков виброускорений имеют собственные резонансные пики именно на высоких частотах, и поэтому механические удары могут приводить к возбуждению этих частот собственными датчика.

Измерения Энергии Пика (*SE*) был изначально разработаны для того, чтобы определять сигналы, излучаемые неисправными элементами подшипников. Термин «*Spike Energy*» был использован для описания очень коротких пульсаций, т.е. пиков энергии вибрации, генерируемых при ударах вращающихся элементов о микроскопические трещины и осколки. *SE* – это мера интенсивности энергии, генерируемой такими

повторяющимися скоротечными механическими ударами. Эти удары или пульсации обычно имеют место как результат трещин на поверхности вращающихся частей подшипников качения, зубчатых передач или других контактов металла с металлом, таких как трение вращения, недостаточная смазка подшипника и т.п.

Опыт применения показал, что метод *SE* чувствителен также к другим высокочастотным сигналам, таким как кавитация насосов, высокому давлению потоков или воздушных течений, турбулентности в жидкостях, шумов в клапанах и т.п. В том числе с недавних пор помимо общего уровня вибрации *SE* стали широко использоваться для диагностики спектры и временные реализации вибрации *Spike Energy*.

Измерение *SE* использует датчик виброускорения для определения энергии вибрации на частотах выше известных априори. Однако механические удары приводят к возбуждению собственных резонансных частот датчика. Эти резонансные частоты действуют как несущие, а частота дефекта подшипника модулирует эту несущую. Мощность энергии ударов является функцией амплитуды импульса и частоты повторения. Сигнал же, возбужденный такими ударами, может быть измерен датчиком виброускорений, отфильтрован и детектирован.

Измеренное значение сигнала оценивается в единицах gSE (единица ускорения энергии пика).

Таким образом, метод *SE* может быть использован во многих оборонных и промышленных приложениях. Метод *SE* измерений может заранее указать на дефект машины и может быть успешно использован для анализа вибрации.

Здесь будет приведена оценка точности измерений уровня и спектра вибраций методом *SE*, дана математическая модель процесса измерений и его обработки, позволяющая проводить тарировку, как по уровню, так и по спектру вибрации.

**О ПОСТАНОВКЕ ЗАДАЧИ АДАПТАЦИИ
ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ГРАФИКА ПОДГОТОВКИ
РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ К ПУСКУ
К ИЗМЕНЯЮЩИМСЯ УСЛОВИЯМ ЕГО РЕАЛИЗАЦИИ**

Р.В.Ткач

(Россия, Москва, Военная Академия РВСН им. Петра Великого)

roman-amur@qwertyru.ru

Задача адаптации технологического графика подготовки (ТГП) ракеты космического назначения (РКН) к пуску вытекает из решения задачи более высокого уровня – задачи размещения космического аппарата на орбите в условиях возникновения факторов, влияющих на ее выполнение в отведенные временные рамки.

Задавая цель и способ ее достижения, можно отождествить адаптацию ТГП РКН к пуску с процессом управления сложной системой в условиях неопределенности.

Таким образом, задача адаптации ТГП РКН к пуску рассматривается как задача управления системой F^0 .

Условия выполнения операций ТГП РКН к пуску являются так называемой «внешней средой», в которую «погружена» система F^0 . Любое изменение состояния X среды влияет на состояние Y исследуемой системы F^0 , которой является ТГП РКН. Кроме того, состояние Y системы F^0 может изменяться с помощью ее адаптируемых параметров U , т.е. параметров работ ТГП РКН:

$$U = (u_1, \dots, u_q). \quad (1)$$

Цель Z^* адаптации определяет требования к критериям, заданным на состоянии Y системы. Эти требования могут носить тройную структуру:

1. Критерии – неравенства:

$$H(U) = (h_1(U), \dots, h_p(U)) \geq 0. \quad (2)$$

2. Критерии – равенства:

$$G(U) = (g_1(U), \dots, g_s(U)) = 0. \quad (3)$$

3. Минимизируемые критерии:

$$Q(U) = (q_1(U), \dots, q_l(U)) \rightarrow \min. \quad (4)$$

Цель адаптации ТГП РКН к изменяющимся условиям его реализации, в общем случае, заключается в решении задачи (4) при выполнении условий (2) и (3).