

Секция 17

**Системы управления космических аппаратов
и комплексов****ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОНАВЕДЕНИЕМ**

К.А.Пупков
(МГТУ им. Н.Э.Баумана)

Интеллектуальное управление предполагает афферентный синтез цели, прогноз результатов действия, выработку и исполнение управления, обратную связь по параметрам результата действия. Поскольку самонаведение является наиболее эффективным способом управления при сближении с каким-либо объектом, было бы целесообразно рассмотреть проблему интеллектуализации этого процесса. Задача самонаведения решается, как правило, в условиях воздействия различного рода помех и маневра объекта, а в качестве метода наведения используется метод пропорциональной навигации, т.е. решение задачи сводится к минимизации угловой скорости линии визирования «летательный аппарат – объект». Синтез законов управления осуществляется в этом случае по критерию минимума среднего квадрата промаха и при предположении, что закон распределения случайных воздействий является нормальным.

Однако, при маневре объекта типа «змейка» (синусоидальный процесс со случайной фазой) этот критерий и предположение не являются адекватными, так как функция плотности вероятности промаха будет бимодальной, а, следовательно, вероятность больших значений промаха выше, чем малых.

Предлагается метод, основанный на линейности прогноза движения объекта на начальном этапе самонаведения по результатам измерения и переход на самонаведение по прогнозированному реальному положению объекта на конечном участке. Прогноз действительного положения объекта необходим для определения момента перехода на самонаведение при использовании прогнозированной величины промаха, скорости сближения, дальности и располагаемой перегрузки летатель-

ного аппарата. Для решения задачи прогнозирования выбрана модель Тейлора-Вейджа и алгоритм скалярного оценивания вектора состояния. Показано, что в этом случае функция плотности вероятности промаха близка к нормальной, а его средние характеристики находятся в допустимых пределах. Показано также, что имеет место оптимальное значение времени прогноза. Разработанный метод самонаведения эффективен и при других видах маневра объекта.

ОПЫТ РАЗРАБОТКИ И ЭКСПЛУАТАЦИИ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

*Е.А.Микрин, С.В.Моисеев, В.Н.Платонов, В.А.Гаршин, С.И.Гусев
(РКК «Энергия» им. С.П.Королева)*

Международная космическая станция – уникальный опыт построения больших космических объектов в условиях международной кооперации на этапах проектирования, разработки, наземных испытаний и эксплуатации долговременной космической станции.

Международная космическая станция спроектирована и разработана как глубоко интегрированный космический аппарат, в котором отдельные модули, разрабатываемые Россией, США, странами Европы, Японией и Канадой решают целевые задачи, поставленные перед МКС.

Возможности для интеграции отдельных модулей станции в целях скоординированного решения задач станции решаются средствами бортового комплекса управления станцией, основой которых являются бортовые комплексы управления российского и американского сегмента МКС.

БКУ РС и АС МКС базируются на интегрированной бортовой вычислительной системе, разработанной с использованием новейших технологий, как в области разработки бортового программного обеспечения, так и в области разработки и изготовления аппаратных средств бортовой вычислительной системы.

Именно использование интегрированной бортовой вычислительной системы позволило решать задачи управления и контроля МКС как единым объектом.

Интеграция управления МКС осуществляется соответственно уровням программного обеспечения БВС. Для реализации крупных целевых задач станции используется программное обеспечение верхнего уровня – режимы МКС, которые автоматически задают необходимую конфигурацию программного обеспечения и аппаратуры бортовых си-

стем станции, необходимых для реализации целевых задач: коррекция орбиты станции, обеспечение стыковок и расстыковок кораблей посещения и модулей дооснащения станции, внекорабельной деятельности, обеспечения условий микрогравитации для проведения научных экспериментов, дозаправки топливом и др.

Интегрированная БВС позволила осуществить интеграцию и на уровне бортовых систем станции. Наиболее полная интеграция осуществлена в системе управления движением и навигации станции, которая состоит из двух основных частей СУДН РС и СУДН АС. Эти две системы реализуют совместные режимы управления движением станции относительно центра масс и перемещения центра масс. При этом успешно сочетаются возможности обеих систем – управление движением осуществляется с минимальным расходом топлива, так как используются силовые гироскопы американского сегмента, а разгрузка кинетического момента выполняется с использованием двигателей СУДН РС. СУДН МКС построена как глубоко резервированная система управления, при отказах в одной из систем управление автоматически передается СУДН другого сегмента, при управлении каждой из СУДН могут использоваться показания датчиков другой системы. Все это позволило обеспечить непрерывное управление движением МКС после запуска служебного модуля российского сегмента МКС.

Интегрированная БВС позволила решить задачу мониторинга и управления МКС со стороны экипажа МКС. С использованием возможностей БВС и бортовых Laptop экипаж станции может управлять бортовыми системами станции и контролировать их состояние. При возникновении аварийных ситуаций, в том числе и критичных с точки зрения безопасности экипажа и станции, ПО БВС автоматически оповещает экипаж, в каком бы модуле станции он не находился.

Интегрированная БВС позволила решить задачу устойчивого управления МКС со стороны центров управления полетом Москвы и Хьюстона. При наличии проблем со связью между ЦУП и МКС, возможно задействование средств российского и американского сегментов для передачи команд и телеметрии в интересах другого сегмента. Особенно это актуально для российского сегмента МКС, так как за время строительства станции вышли из строя необходимые спутники-ретрансляторы.

Построение БВС на новых компьютерах, которые имеют возможность загрузки новых версий в ПЗУ, позволило решить проблемы поэтапного развертывания станции за счет разработки новых версий ПО после запуска основных компьютеров БВС МКС в целях интеграции новых модулей и систем МКС.

ПО БВС позволяет оперативно решать проблемы, возникающие при эксплуатации бортовых систем станции, за счет разработки новых алгоритмов управления и коррекции существующих и последующей загрузки в ОЗУ компьютеров.

КОНЦЕПЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*Е.А.Микрин, Н.А.Суханов, И.В.Орловский, В.Н.Платонов,
Д.Б.Путан, О.С.Котов, В.А.Гаршин
(РКК «Энергия» им. С.П.Королева)*

Тематика автоматических КА (АКА) продолжает ускоренно развиваться из-за большого спектра задач прикладного и исследовательского плана, существующих на рынке космических услуг. В РКК «Энергия» накоплен определенный опыт по разработке бортовых комплексов управления (БКУ) для таких КА-автоматов, а также имеются многочисленные перспективные наработки в этом направлении.

При всем многообразии эксплуатируемых и только проектируемых КА выделяется группа задач, связанная с вопросами обеспечения «жизнеспособности» КА и выполнения ими целевых программ. В нее входят задачи ориентации КА и наведения целевой аппаратуры, задачи выполнения различных динамических операций КА, организация взаимозависимого функционирования служебной аппаратуры и др. Решение этих задач возлагается на бортовые комплексы управления, объединяющие в себе основные бортовые системы, включая вычислительную систему с размещенным в ней программным обеспечением (ПО). Основными задачами БКУ являются:

- координированное управление функционированием КА и его систем при наземной отработке КА и штатном выполнении программы полета в автоматическом режиме и по информации от наземного комплекса управления;
- диагностика состояния КА и его систем, обнаружение, локализация и парирование расчетных нештатных ситуаций в автоматическом режиме;
- сбор, первичная обработка, хранение и телеметрирование информации оперативного контроля, а также ее использование в задачах управления КА;

- организация информационно-командного взаимодействия с целевой нагрузкой.

Рассматриваются принципы и подходы построения эффективных комплексов управления, исходя из поставленных задач и требований программы полета КА. Дается характеристика систем из состава БКУ, перспектива их развития, анализ применяемой и разрабатываемой приборно-аппаратной части.

Особое внимание уделяется ПО БКУ. Внедрение в КА вычислительных средств с программным обеспечением послужило существенным толчком в развитии космической техники. Возможность оперативного контроля работы бортовых систем и эффективного выполнения программы полета КА из учета внешней обстановки, текущего состояния борта и имеющихся ресурсов позволила перенести многообразные функции контроля и управления КА в ПО БКУ.

В докладе уделено внимание вопросам надежности создаваемых комплексов, степени наземной отработки аппаратной и программной частей БКУ, автономности функционирования КА и имеющимся возможностям в организации управления и контроля за работой БКУ и КА в целом.

ОБОСНОВАНИЕ РАЦИОНАЛЬНОГО ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА ИНТЕГРИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ И РАЗГОННОГО БЛОКА

*Д.А.Добрынин, С.В.Кравчук, А.Б.Петров,
В.Н.Соколов, Е.М.Сумец, Г.Н.Шаров
(4 ЦНИИ Минобороны России, МОКБ "Марс")*

Проведено обоснование рационального технического облика интегрированной системы управления (ИСУ): рациональных уровней интеграции структуры, аппаратного состава и программно-алгоритмического обеспечения (ПАО), а также разработаны предложения по принципам построения 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 вычислительного устройства и коммутационно-преобразующего устройства (КПУ), устанавливаемых на УРМ и обеспечивающих управление бортовыми системами модуля. При этом командно-вычислительное ядро (КВЯ), установленное на верхней ступени РН, осуществляет управление полетом РН на всех участках траектории

выведения КА и выдает команды на вычислительные устройства УРМ. В ИСУ РН должна быть предусмотрена возможность комплексирования КВЯ с аппаратурой спутниковой навигации (АСН). 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, 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 ~30% и ~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 СУ движением разрабатываемых ракет космического назначения.

ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ СОЗДАНИЯ ИНТЕГРИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ТРАНСПОРТНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИМ МОДУЛЕМ

*Д.А.Добрынин, С.В.Кравчук, А.Б.Петров,
В.Н.Соколов, А.Н.Сумец, Г.Н.Шаров
(4 ЦНИИ Минобороны России, МОКБ "Марс")*

Использование транспортно-энергетического модуля на основе термоэмиссионной ядерной (ЯЭУ) или солнечной (СЭУ) энергоустановок и электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) в составе космических аппаратов принципиально возможно и целесообразно при создании высокоэффективных космических систем всепогодного и круглосуточного радиолокационного дистанционного зондирования Земли на базе однотипных КА, функционирующих на геостационарной (ГСО) и высокоэллиптических орбитах. 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 ис-

пользуется ГСО, поскольку одновременно изменяется высота круговой орбиты и уменьшается ее наклонение.

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: бортовая цифровая вычислительная система, коммутационно-преобразующее устройство, комплекс приборов определения ориентации на Солнце и Землю, 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/ч; в процессе астрокоррекции – до 6 угл. сек. по каждой из осей.

Проблемными вопросами создания интегрированной СУ КА с ТЭМ является обеспечение длительного выведения КА массой свыше 10 тонн, выбор оптимальных схем выведения с учетом таких факторов, как оптимальное разделение задач между ЭРДУ и жидкостными ракетными двигателями стабилизации.

КОМПЛЕКСНАЯ МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ ТРЕБОВАНИЙ К СИСТЕМАМ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ

*Д.А.Добрынин, С.В.Кравчук, А.Б.Петров,
В.Н.Соколов, Е.М.Сумец, Г.Н.Шаров
(4 ЦНИИ Минобороны России, МОКБ "Марс")*

Актуальность разработки комплексной методики обусловлена необходимостью повышения степени обоснованности требований к системам управления перспективных разгонных блоков на стадии формирования тактико-технического задания (ТТЗ), технического задания (ТЗ) Министерства обороны на опытно-конструкторские работы.

Комплексная методика обоснования требований к системам управления движением перспективных разгонных блоков предусматривает решение следующих основных задач:

– задачи синтеза стратегии $\delta^*_{12}(\bullet)$ при заданных условиях, т.е. задачи выбора схемы выведения космических аппаратов, оптимальной по частному критерию $\Phi_1(\bullet)$;

- задачи выбора оптимальных по критерию $\Phi_2(\bullet)$ управлений $\delta_3(\bullet)$ на активных участках полета разгонных блоков, описываемых динамической системой Σ_2 , обеспечивающих формирование требуемой схемы выведения космического аппарата, характеризуемой стратегией $\delta^*_{12}(\bullet)$;
- задачи синтеза структуры и аппаратного состава системы управления для динамической системы Σ_3 , оптимальной по частному критерию $\Phi_3(\bullet)$ и обеспечивающей выполнение требуемых тактико-технических характеристик разгонных блоков.

Для оценки эффективности систем управления разгонных блоков разработана иерархия частных критериев, которые позволяют сформировать комплексные критерии для сравнения альтернативных вариантов систем управления и оценки стоимости разработки унифицированной системы управления ракеты-носителя и разгонного блока.

Комплексная методика позволяет повысить степень обоснованности требований к основным характеристикам систем управления перспективных разгонных блоков, реализующих методы гибкого управления движением. Показателями степени обоснованности требований к системам управления перспективных разгонных блоков являются выданные рекомендации по уточнению отдельных пунктов ТТЗ (ТЗ) на разрабатываемые в настоящее время разгонные блоки.

АСТРОНАВИГАЦИОННАЯ, ТЕРМИНАЛЬНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КРЫЛАТЫХ РАКЕТ БОЛЬШОЙ ДАЛЬНОСТИ

*В.Ю.Лапин, А.В.Туманов, А.И.Яковлев
(ЦНИИмаи, ФГУП «НПО машиностроения»,
МГТУ им. Н.Э.Баумана)*

Разработанная структура систем управления (СУ) совместно с аэродинамической схемой КР обеспечивает большую дальность полета, полную автономность, высокую живучесть и эффективность с требуемой точностью.

В рассматриваемой СУ система инерциальной навигации (СИН) корректируется методом астронавигации и терминального управления. Маршевая высота полета для обеспечения требуемой дальности и принятого метода управления более 12 км. Структура СУ имеет два звездных датчика, которые формируют оптическое изображение звездного поля диаметром 8° для определения положенного КР на земной поверхности при условии знания местной вертикали с высокой точностью к траектории полета КР. Для определения местной вертикали применяет-

ся гиринерциальная вертикаль с контуром интегральной коррекции. При подборе параметров этого контура достигается требуемая точность построения гировертикали. Основными приборами СУ являются, помимо звездных датчиков, малогабаритная БЦВМ, гиросtabilизатор (ГСП) с использованием измерителей угловых скоростей на основе волоконно-оптических гироскопов, радиовысотомер больших высот, резервная доплеровская навигационная система, адаптер обмена с усилителями рулевого тракта.

Минимизация стоимости и малое время на создание рассматриваемой СУ обеспечено за счет широкого применения унифицированных приборов СУ.

Рассматриваемая СУ прошла экспериментальные испытания на стенде полунатурного моделирования, в котором звездные датчики функционировали по имитатору звездного поля, снятого в районе экватора Земли.

О ЗАДАЧЕ ОРГАНИЗАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ МНОГОСПУТНИКОВЫМИ ГРУППИРОВКАМИ МАЛОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*Д.М.Макаренко, А.Ю.Потюпкин
(Военная Академия РВСН им. Петра Великого)*

Рассматривается задача организации управления многоспутниковой группировкой, состоящей из значительного числа малогабаритных космических аппаратов (МКА), в условиях ограничения на пропускную способность наземного комплекса управления (НКУ).

В настоящее время разработано и технически реализуемо создание орбитальных группировок с численностью от нескольких десятков до тысяч малогабаритных КА, обладающих, благодаря своей многочисленности, новым качеством. Однако, неисследованным остается вопрос управления столь многочисленной орбитальной группировкой, так как существующий НКУ без дорогостоящей модернизации на это не способен.

Предлагается решить данную задачу за счет реализации принципа «обслуживание многих МКА через КА – лидер, расположенный к обслуживаемым КА в близкой орбитальной позиции».

Для данного способа характерно восприятие группировки малогабаритных КА (или части этой группировки – т.н. кластера) со стороны НКУ как единого виртуального КА. В этом случае НКУ обеспечивает информационный обмен с единичным КА – лидером, что не требует существенной (а потому дорогой) модернизации наземного оборудова-

ния. Сам же КА-лидер для остальных «ведомых» КА группировки (кластера) выступает в роли своеобразного виртуального НКУ. Характерные для НКУ проблемы (наличие ограничений на пропускную способность, энергетику) для КА – лидера решаются принятием ряда мер:

– выбором параметров орбиты КА – лидера, при которых он постоянно (периодически, на время выполнения задачи) располагается непосредственно в пределах «облака» малогабаритных КА на близких расстояниях от любого из них (от километров до сотен километров);

– упрощением конструкции «ведомого» МКА за счет лишения его функции обеспечения энергоемкой связи с наземным комплексом и функции выработки собственной стратегии поведения, перепоручаемых КА – лидеру.

ТЕЛЕОПЕРАТОРНЫЙ РЕЖИМ УПРАВЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЕМ И ПРИЧАЛИВАНИЕМ К ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ ГРУЗОВЫХ ТРАНСПОРТНЫХ КОРАБЛЕЙ

*Л.А.Нездюр, А.Я.Бичуцкий, Г.Я.Леденев, А.С.Фрунс
(РКК «Энергия» им. С.П.Королева)*

В докладе изложен и обобщен уникальный опыт проектирования, разработки и применения телеоператорного режима управления сближением и причаливанием грузовых транспортных кораблей к орбитальной станции. В докладе рассматриваются следующие вопросы:

- Причины и обстоятельства, приведшие к созданию телеоператорного режима.
- Организация процесса и функции пилота при сближении и причаливании:
 - измерение параметров относительного движения;
 - реализация управляющих воздействий;
 - требования к ориентации и контуру управления орбитальной станцией при причаливании.
- Требования, предъявляемые к аппаратуре и контуру управления:
 - к составу передаваемых команд;
 - к пульту управления;
 - к алгоритму управления движением вокруг центра масс;
 - к алгоритму управления движением центра масс.
- Методики пилотирования:
 - при подлёте к орбитальной станции;
 - при облёте орбитальной станции;

- при причаливании.
- Обеспечение безопасности полёта орбитальной станции и грузового корабля при причаливании:
 - аппаратное обеспечение безопасности;
 - отвод грузового корабля от орбитальной станции.

**РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ ПОДДЕРЖКИ
ИСПЫТАНИЙ ОБМЕНА ДАННЫМИ МЕЖДУ ИМИТАТОРОМ
ЕВРОПЕЙСКОГО ГРУЗОВОГО КОРАБЛЯ (ATV),
ЦУП-ATV (ТУЛУЗА), РОССИЙСКИМ СЕГМЕНТОМ
МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ И
ЦУП-М (МОСКВА)**

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

Для проведения подготовки персонала ЦУП и тренировок в центрах подготовки космонавтов в Европе и России специалисты РКК «Энергия» разработали тренажер *Russian Segment Mathematical Model (RSMM)*, в состав которого входят: математические модели СМ (*SM MODEL*), ATV (*ATV MODEL*) и модель ЦУП-ATV (*Monitoring and Control Subsystem – M&C ATV CC*). Две последние модели разработаны на основе реальной документации, предоставленной ЕКА. Все внешние интерфейсы математических моделей полностью соответствуют утвержденным документам по контролю интерфейсов. Поэтому во многих случаях это позволяет подменить математическую модель на реальный объект.

В докладе рассматривается только одна из задач, решаемая при проведении совместных мультисегментных тренировок групп управления полетом ЦУП-М (*MCC-M*) и ЦУП-ATV (*ATV-CC*) для режимов совместного полета МКС и ATV с использованием штатных средств управления ЦУП-М и ЦУП-ATV в состыкованной фазе полета.

Для проведения совместных мультисегментных тренировок были разработаны программные средства, моделирующие следующие процессы:

- функционирование бортовых систем СМ в *SM MODEL*;
- функционирование бортовых систем ATV в *ATV MODEL*;
- формирование и сбор телеметрических данных (ТМ) бортовых систем СМ в *SM MODEL*;
- формирование и сбор ТМ бортовых систем ATV в *ATV MODEL*;

- приём и реализация телекоманд (ТС) в *ATV MODEL*, формируемых в *ATV-CC*;
- приём и реализация телекоманд (ТС) в *SM MODEL*, формируемых в *MCC-M*;
- формирование ТС и обработка принятой ТМ-информации.

Разработанный тренажер поможет экипажу, персоналу ЦУП провести тренировки по управлению обработкой и складированием грузов, обучиться мониторингу систем ATV в состыкованной фазе, а также отработать методики управления МКС при нештатных ситуациях, например, несрабатывании аппаратуры и нестандартных операциях при переходе и стыковке, пожаре и быстрой разгерметизации, при операциях стыковки.

РОБАСТНАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В.Г.Коньков, Д.А.Андриков
(МГТУ им. Н.Э.Баумана)

Практическая работоспособность системы управления полётом – обязательное свойство, которое обеспечивает выполнение целевой задачи космического аппарата (КА). Наибольшее возмущение траектории КА возникает на активном участке. Это объясняется нестабильностью и нелинейностью характеристик двигательной установки (ДУ), в свою очередь, влияние возмущений при движении КА на пассивном участке тоже может вносить большой вклад в изменении траектории, однако, оно сказывается на большом отрезке времени полета. Возмущения от ДУ могут носить характер воздействий, ограниченных некоторым экспериментально найденным значением.

Применение $H\text{-inf}$ -теории при построении системы стабилизации для ведённого класса воздействий делает её робастной, т.е. система сохраняет практическую работоспособность при действии любых возмущений заданного класса. Критерий, требующий только ограниченности уровня сигнала сверху (согласно смыслу $H\text{-inf}$ нормы) обеспечивает робастную стабилизацию для воздействий широкого класса.

Объект управления (ОУ) – космический аппарат, как твердое тело. Рассматриваются такие активные участки полёта, где влияние аэродинамической составляющей мало по сравнению с остальными силами, действующими на КА. Это, не сужая постановку задачи, приводит линеаризованные уравнения возмущенного движения ОУ к более простому виду. Уравнения возмущенного движения КА описывают изменение траектории КА относительно выбранной заранее программной траектории.

«Два–Рикатти» подход позволяет получить оптимальный с заданным уровнем толерантности регулятор для ОУ. Итерационный алгоритм расчёта с помощью замены переменных преобразуется в линейный, что снижает время вычислений.

Точно измерить действующие возмущения на КА сложно, однако можно оценить их величину. Для КА дистанционного зондирования Земли, где имеют место высокие требования к точности выполнения манёвра, робастный регулятор обеспечивает снижение влияния на работу системы возмущений действующих на ОУ, что повышает качество обработки программного закона управления.

РАЗРАБОТКА БЛОКА СИНТЕЗА ЦЕЛИ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Кэ Фан

(КНР, Чэнду, Юго-западный институт технической физики)

Синтез цели в интеллектуальных системах (ИС) является наиболее сложным процессом. При реализации ИС с использованием функциональной структуры, предложенной К.А. Пупковым, механизм синтеза цели основан на взаимодействии двух принципиальных блоков: блока мотивации и блока памяти. Блок памяти включает в частности алгоритм управления базами данных и алгоритм селекции информации. Базы данных реализуются в рамках экспертной системы, а алгоритм селекции предназначен для своевременного извлечения нужной информации из банка данных с учётом обновления информации, эффекта старения измерений, ранжирования информации по критериям важности, полезности, достоверности, объёма и др. Алгоритм управления предназначен для поиска необходимой базы данных или комплекта баз данных, выстраиваемой последовательности извлечения информации и т.д.

Реализация блока памяти не представляет концептуальных сложностей. Основную проблему при синтезе блока цели ИС представляет создание блока мотивации. Предложен концептуальный подход, предполагающий привлечение для разработки блока синтеза цели классической теории мотивации Тейлора.

Синтез блока мотивации рассматривается на примере ИС ЛА. В ИС результаты функционирования ЛА прогнозируются и каждому варианту априори необходимо присвоить весовой коэффициент. По максимальному весовому коэффициенту и выбирается наилучший вариант функционирования ЛА, который принимается к реализации. В критериях блока мотивации используются динамические прогнозируемые параметры или прогнозирующие модели, которые подвергаются сравне-

нию. Прогнозирующие модели сравниваются не только по точности результата прогноза (который можно осуществить только при получении дополнительных измерений), а также сравнение проводится по таким характеристикам как компактность, линейность, время построения модели и др.

С учётом того, что синтез блока мотивации ИС находится на начальной стадии развития, кажется целесообразным начать разработку с наиболее функционально простых подходов, пригодных к компактной реализации в современных БЦВМ.

АЛГОРИТМ ПОСТРОЕНИЯ ПРОГНОЗИРУЮЩИХ МОДЕЛЕЙ ИНТЕНСИВНО МАНЕВРИРУЮЩЕГО ОБЪЕКТА

Д.О.Шолохов

(МГТУ им. Н.Э.Баумана)

Объектом исследования является динамический объект, совершающий интенсивные манёвры с большой скоростью. Для управления подобными объектами широко применяются разнообразные адаптивные регуляторы, в которых вместо вектора состояния динамического объекта используются его прогнозные значения.

Прогнозирование состояния подобных динамических объектов осуществляется с помощью алгоритмов самоорганизации. Алгоритмы самоорганизации позволяют построить прогнозирующую модель, используя минимальное количество априорной информации. Учитывая специфику исследуемого объекта, используемый алгоритм самоорганизации должен отличаться высоким быстродействием и компактностью. Этим требованиям отвечают алгоритмы самоорганизации с минимальным составом базисных функций. Наиболее популярными являются алгоритмы с гармоническими базисными функциями и ансамблем критериев селекции, включающим критерии регулярности, несмещённости и простоты модели.

Однако в таких алгоритмах может сказываться эффект инбридинга. При интенсивных манёврах характер прогнозируемых компонент вектора состояния может принципиально меняться. Тот факт, что в рассматриваемых алгоритмах используется несколько рядов селекции, обусловлен однообразным базисом используемых функций, т.е. происходит процесс, аналогичный инбридингу. Следствием инбридинга является вырождение прогнозирующей модели, которое выявляется при резких интенсивных манёврах динамического объекта.

Предотвратить влияние инбридинга при построении прогнозирующей модели можно путём резервирования линейного тренда, либо с помощью оригинального способа усложнения модели в процессе селек-

ции прогнозирующих моделей. Но чтобы не увеличивать вычислительные затраты в БЦВМ, предлагается вместо резервирования и последующего усложнения трендов использовать линейные тренды в операциях скрещивания для усложнения моделей-претендентов. Однако предложенный метод эффективен только для высокодинамичных объектов исследуемого класса, так как при кардинальном изменении характера движения предусмотрено обновление процедуры построения модели, т.е. процесс построения модели начинается заново.

АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ВОЗВРАЩАЮЩЕГОСЯ В АТМОСФЕРУ БЛА

*К.А.Пупков, К.А.Неусыпин, Кэ Фан
(МГТУ им. Н.Э.Баумана,*

КНР, Чэнду, Юго-западный институт технической физики)

Возвращающиеся в атмосферу беспилотные летательные аппараты (БЛА) функционируют в условиях противодействия и подвергаются воздействию активных и пассивных помех. Для эффективного выполнения БЛА поставленных задач обычно предусматриваются различные траектории движения к цели. Как правило, используют три типа траекторий движения: неуправляемая и управляемая траектория, а также управляемая траектория, предполагающая конечную планирующую фазу движения. Обычно каждый БЛА заранее программируется на полет по конкретной траектории. Траектории полета БЛА реализуются посредством системы управления. Традиционные системы управления БЛА предусматривают использование оптимальных или адаптивных алгоритмов управления.

В настоящем докладе рассматривается принципиально новый, оригинальный подход к решению задачи управления возвращающимся в атмосферу БЛА. А именно, синтез интеллектуальной системы управления (ИСУ), в которой осуществляется выбор сценария движения БЛА в атмосфере. Выбор сценария движения БЛА основан на прогнозе возможного развития событий в зависимости от траектории движения, состояния БЛА и т.д. В основу системы управления БЛА положены теория функциональных систем П.К.Анохина и метод самоорганизации.

Теория функциональных систем П.К.Анохина применяется для синтеза структуры ИСУ. На основе информации о состоянии БЛА и состоянии внешней среды осуществляется прогноз для акцептора действия. Для реализации прогноза необходимо построить математическую модель исследуемого процесса. Прогнозирующая модель строится по-

средством алгоритма самоорганизации с резервированием трендов. Разработан способ резервирования трендов, позволяющий учитывать изменения прогнозирующей модели при интенсивном маневрировании БЛА. При совершении БЛА маневра измерительная и проверочная выборки обновляются и прогнозирующая модель строится на основе линейного тренда, который зарезервирован на последнем ряду селекции модели.

Полученная прогнозирующая модель позволяет прогнозировать развитие событий, тем самым реализовать цель обратной афферентации ИСУ.

ПРИМЕНЕНИЕ КОМПЛЕКСНЫХ ИСПЫТАНИЙ МЕТОДОМ ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИ СОЗДАНИИ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*Д.Н.Кирющенко, Э.Д.Суханов
(ФГУП «НПО машиностроения»)*

Системы управления (СУ) летательных аппаратов характеризуются: сложностью структуры, многофункциональным информационным обменом между подсистемами и внешней средой; множественностью параметров и характеристик; неполнотой и недетерминированностью информации для управления, вероятностным характером внешних воздействий.

Перечисленные особенности СУ приводят к необходимости помимо принципов робастного и адаптивного управления и их комбинаций использовать методы искусственного интеллекта, разрабатывать концепции построения интеллектуальных СУ.

Рассматривается новый подход интеллектуализации систем управления, в которых задачи синтеза цели управления, выработка решения о действии и рационального способа достижения цели при наличии мотивации могут быть решены автономно на основе сведений и знаний собственного состояния объекта управления, его СУ и внешней среды.

Новизной рассматриваемого подхода является сочетание научных основ разработки интеллектуальных систем с наземными комплексными испытаниями систем управления ЛА, бортового программного обеспечения и полетных заданий (суточных программ) методом полунатурного моделирования. При этом процесс стохастических испытаний на комплексах полунатурного моделирования может рассматриваться как процесс интеллектуализации СУ, а результаты испытаний являются основой базы сведений и знаний системы управления ЛА.

**ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ МЕТОДИКИ АПРИОРНОЙ
ОЦЕНКИ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК
КОРРЕКТИРУЕМЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ
ОТДЕЛЯЕМЫХ СТУПЕНЕЙ**

*В.В.Шкарбань, А.С.Измайлов, А.В.Невмержицкий, С.М.Малышев
(4 ЦНИИ Минобороны России)*

Объектами исследований являются системы управления (СУ) ракеты-носителя (РН) и отделяемой ступени (ОС). СУ отделяемой ступени после отделения от РН корректируется от систем внешней информации различных типов (системы спутниковой навигации, высотомеры и т.д.).

Методика априорной оценки точностных характеристик корректируемых СУ ОС базируется на применении метода прямого вероятностного моделирования процессов функционирования СУ ОС и систем внешней информации, являющегося одной из разновидностей метода Монте-Карло. Использование данного метода предполагает разработку адекватных математических моделей процессов функционирования входящих в состав СУ ОС подсистем и элементов.

Базовой математической моделью, объединяющей все остальные математические модели, является математическая модель движения центра масс объектов управления. Необходимые управляющие команды в соответствии с принятыми алгоритмами управления формируются на основе решения навигационной задачи. При этом решение навигационной задачи производится с учетом искажения входной информации о составляющих вектора кажущегося ускорения и параметрах угловой ориентации чувствительных элементов инерциальных СУ РН и ОС. При интегрировании уравнений движения центра масс учитываются отклонения параметров объектов управления (отклонения начальных масс объектов управления по ступеням, отклонения секундного расхода топлива двигателей, отклонения начальной массы и коэффициента лобового сопротивления объектов управления на атмосферном участке полета), а также внешние возмущения (отклонения параметров атмосферы, действие ветра).

Априорная оценка точностных характеристик корректируемой СУ ОС проводится по результатам стандартной статистической обработки серии «электронных пусков». При этом под «электронным пуском» понимается имитационное математическое моделирование на ПЭВМ полета РН и ОС от момента старта до точки падения без использования реальной аппаратуры.

ВЕКТОРНАЯ ВЫСТАВКА ОСЕЙ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ И ОТДЕЛЯЕМОЙ СТУПЕНИ

*А.В.Невмержицкий, С.М.Мальшев, А.С.Измайлов
(4 ЦНИИ Минобороны России)*

При анализе способов начальной выставки комплекса командных приборов (ККП) отделяемой ступени (ОС) предполагается использование в качестве базового прибора гиросtabilизированной платформы (ГСП) ракеты-носителя (РН), а в качестве ККП ОС – бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), построенной на лазерных гироскопах и маятниковых акселерометрах.

Задача взаимной выставки осей БИНС относительно осей базовой ГСП РН должна решаться на участке совместного полета ОС и ракеты-носителя. В связи с особенностями конструкции РН и траектории полета практически невозможно введение паузы, в течение которой с целью уточнения начальной ориентации проводились бы последовательные развороты РН с ОС по углам тангажа и вращения. Поэтому возникает необходимость уточнения взаимной ориентации ККП РН и БИНС ОС на участке полета последней ступени. В качестве исходной информации предполагается совместное использование сигналов с датчиков команд и акселерометров гиросtabilизатора и датчиков угловых скоростей и акселерометров БИНС.

Для уточнения начальной ориентации БИНС ОС относительно ГСП ракеты-носителя может быть использована информация о разностях между составляющими кажущейся скорости по осям инерциальной системы координат, полученные по информации с акселерометров ГСП и БИНС.

Для проявления погрешностей начальной ориентации необходим маневр ракеты-носителя по углам тангажа и рыскания с достаточными поперечными перегрузками.

Анализ результатов оценки точности взаимной выставки осей чувствительности ГСП и БИНС показывает, что погрешности определения начальной ориентации, обусловленные инструментальными ошибками БИНС и ошибками синхронизации, не превосходят 1 угл. мин. Определяющее влияние на точность определения начальной ориентации будут оказывать упругие деформации (колебания) конструкции корпуса. При использовании оптимальной обработки информации с помощью фильтра Калмана специального вида суммарная предельная погрешность определения начальной ориентации не будет превосходить 2 угл. мин.

**КВАТЕРНИОННЫЕ ПРОСТРАНСТВЕННЫЕ РАЗВОРОТЫ С
МАКСИМАЛЬНЫМИ УСКОРЕНИЯМИ РАЗГОНА И
ТОРМОЖЕНИЯ ЛА С ВОСЬМИСОПЕЛЬНОЙ ДУ И
ТРЕХОСНОЙ ГСП**

С.Л.Пузырёв

В работе исследуется пространственный разворот ЛА, оснащённого трёхосной ГСП, вокруг оси Эйлера, определяемой с помощью теории кватернионов. Для минимизации затрат времени и энергии на развороте предлагается проводить его с максимально возможными ускорениями на участках разгона и торможения.

С целью анализа особенностей исследуемого алгоритма приводится традиционная схема поворота ЛА, основанная на работе автомата угловой стабилизации, обрабатывающего угловые рассогласования между текущими и требуемыми углами в каждом из трёх каналов управления.

Приводятся формулы расчёта максимально возможных ускорений на участках разгона и торможения, определяемых в соответствии с принципом максимума Понтрягина наибольшими управляющими моментами с полной загрузкой управляющих органов, а также рассматривается вычисление углов и угловых скоростей в функции максимальных ускорений. Показывается, что для выбранной оси поворота эти ускорения полностью определяют программные сигналы на управляющие органы, реализующие оптимальный по быстродействию разворот.

Рассматривается реализация алгоритма оптимального пространственного разворота с описанием каждого из семи участков, соответствующих различным интервалам изменения ускорений. Приводится описание автомата стабилизации, вырабатывающего командные сигналы, обеспечивающие движение ЛА вблизи программных значений углов и угловых скоростей. Отмечается, что текущие значения углов и угловых скоростей поворота вокруг оси Эйлера, необходимые для работы автомата стабилизации, предлагается формировать численным интегрированием.

На основе сравнения двух вариантов пространственных поворотов ЛА делается вывод о целесообразности применения рассматриваемого алгоритма в перспективных разработках систем управления движением ЛА. Указывается на возможные способы усовершенствования предлагаемого алгоритма, направленные на улучшение характеристик его работы.

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ БИНС В КОНТУРЕ
УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КГЧ**

*Е.С.Лобусов, А.В.Фомичев
(МГТУ им. Н.Э.Баумана)*

Анализ управляемого движения космической головной части (КГЧ) показывает, что оно состоит из последовательности отдельных режимов, формирующих программу полёта. Причём для каждого режима задаются определенные показатели качества – обычно это время и точность в конце режима. Формирование закона управления для отдельного режима выполняется, как правило, поканальным рассмотрением с использованием сигналов измерителей переменных углового движения и движения центра масс. Поэтому современная тенденция направлена на объединение всех измерительных средств в составе единой информационной навигационной системы, которая выступает как наблюдающее устройство для КГЧ, рассматриваемой как твёрдое тело.

В данной работе анализируется, исследуется и показывается средствами математического моделирования, что для построения СУДН КГЧ целесообразно использовать концепцию БИНС в контуре управления, когда БИНС, фактически, выступает в качестве аналога реального объекта. То есть, моделью ИНС являются уравнения движения КГЧ для ускорения центра масс в навигационной СК и относительно центра масс для угловых скоростей в связанной СК.

На основе рассмотрения существующих вариантов БИНС, находящихся применение в авиационной и космической технике, предлагается конкретная архитектура БИНС (состав, компоновка, алгоритмы обработки), в которой выделяется вертикальный канал и которая адаптируется на условия полёта и разнообразный состав бортовых измерительных средств.

Получено математическое описание (математические модели), исследованы динамические свойства предлагаемого варианта БИНС, выведены уравнения ошибок, сформированы контуры управления для различных режимов полёта.

Предложены и разработаны конкретные алгоритмические и некоторые аппаратные решения для наиболее важных этапов управляемого движения КГЧ (режимов управления): начальной выставки, системы обеспечения запуска МДУ, выдачи корректирующих импульсов, ориентации, программных разворотов – и показана их работоспособность.

Для активных участков полёта контур управления выдачей корректирующего импульса строится как следящая система по устранению

между текущим и желаемым положением КА, которое определяется выбранной орбитой назначения.

Для пассивных участков полёта показано, что все характерное многообразие режимов ориентации может быть объединено и практически реализовано в виде одной функциональной системы, основанной на кинематическом принципе формирования закона управления и аппарате алгебры кватернионов. Разработаны и представлены функционально-структурные схемы и математическое описание основных режимов управления угловым движением КГЧ. Предлагаемые режимы предусматривают ориентацию КГЧ как в фиксированной (инерциальной) СК (режимы ИСКТ, ИСК), так и во вращающейся СК (режим ОСК-Р). Предложен возможный вариант практической реализации режима программных разворотов на основе эквивалентного кинематического движения относительно пространственной оси разворота. Для каждого из режимов синтезирован закон управления.

ПРИМЕНЕНИЕ БИНС В СОСТАВЕ ИНТЕГРИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ НА АКТИВНЫХ УЧАСТКАХ ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А.Н. Чулин
(ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»)

Необходимым условием точного выведения космического аппарата (КА) на заданную орбиту является наличие на борту прецизионной навигационной системы, обеспечивающей систему управления движением информацией о положении КА в реальном масштабе времени. Наиболее перспективным в настоящее время представляется применение бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). Однако недостатком инерциальных навигационных систем является сохранение ими требуемой точности навигации лишь в течение ограниченного времени вследствие уходов измерительных приборов – датчиков угловой скорости и акселерометров.

Этого недостатка лишена интегрированная система навигации, обеспечивающая навигационные измерения при комплексировании данных от разных источников. В состав такой системы навигации, помимо БИНС, может входить автономная система навигации (АСН), например, астронавигационная система или спутниковая навигационная система типа GPS/ГЛОНАСС. Это комплексирование информации от двух (или более) источников включает два аспекта:

– периодическую коррекцию информации БИНС по данным АСН;

– полетную калибровку БИНС по данным АСН.

Первый способ обеспечивает минимизацию средней ошибки навигации; второй – снижение ошибки навигации на интервалах между коррекциями.

Под полетной калибровкой понимается метод повышения точности работы БИНС путем оценки в полете систематических составляющих погрешностей БИНС и их компенсации. Для выполнения такой оценки необходимо сравнивать выходную информацию БИНС с эталонной навигационной информацией и, имея некоторую модель ошибок БИНС, выполнять оценку параметров этой модели по рассогласованию между выходной информацией БИНС и эталонной информацией. Таким образом, задача сводится к синтезу наблюдателя, решающего задачу оценки систематических составляющих погрешностей БИНС в полете.

Были получены уравнения наблюдателя для одного случая кинематики активного участка полета КА. Для предварительной оценки точности наблюдателя было проведено моделирование работы БИНС и наблюдателя на активном участке полета КА. По результатам моделирования, относительная погрешность оценки не превышает 10%.

Предложенный метод комплексования информации обеспечивает высокую точность и надежность автономной навигации и наведения КА. Его применение особенно актуально для малых КА, к которым предъявляются требования длительной автономной работы, высокой точности навигации и наведения при жестких ограничениях массы системы.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СИГНАЛОВ GPS В НАВИГАЦИОННОМ КОМПЛЕКСЕ

Фам Вьет Куонг

(Вьетнам, Хайфен, Вьетнамский Морской Университет)

Навигационный комплекс исследуемого динамического объекта состоит из инерциальной навигационной системы (ИНС), системы GPS/ГЛОНАСС, УКВ-станций и др. ИНС имеют высокую точность определения навигационных параметров несущего динамического объекта лишь на ограниченных интервалах работы. С течением времени ошибки ИНС нарастают и могут достигать значительных величин. Системы GPS обладают высокой точностью и не зависят от времени функционирования. Однако выходная информация GPS, в отличие от сигналов ИНС, имеет прерывистый характер. Поэтому в исследуемом навигационном комплексе ИНС используется в качестве основного датчика

навигационной информации, а система GPS применяется для коррекции ИНС. Обработка сигналов в навигационном комплексе осуществляется посредством метода комплексирования.

В состав алгоритмического обеспечения комплекса включены алгоритмы оценивания, идентификации, экстраполяции и численный критерий степени наблюдаемости конкретных компонент вектора состояния. С помощью численного критерия степени наблюдаемости выбирается оптимальная конфигурация навигационного комплекса. Оптимальность понимается в смысле наилучшей наблюдаемости переменных состояния, которые включают погрешности инерциальной навигационной системы, являющейся базовой системой комплекса. В алгоритмическом обеспечении использованы алгоритмы представленные в скалярной форме, что обусловлено видом численного критерия степени наблюдаемости.

Для повышения точности скалярного алгоритма оценивания, используемого в навигационном комплексе динамического объекта предлагается проводить идентификацию коэффициента модели в уравнении оценки каждой компоненты вектора состояния. Алгоритм идентификации также представлен в скалярной форме и предполагает псевдообращение матрицы, являющейся аналогом матрицы наблюдаемости.

В качестве алгоритма экстраполяции также использован алгоритм в скалярной форме. Структура прогнозирующей модели задается априори, а идентификация параметров осуществляется также посредством алгоритма скалярной идентификации.

АЛГОРИТМ КОРРЕКЦИИ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Нгуен Кхан Кхием

(Вьетнам, Хайфен, Вьетнамский Морской Университет)

Рассматривается робототехническая система, предназначенная для проведения разнообразных работ в условиях стохастической неопределенности, в частности такие системы используются на орбитальных станциях и космических летательных аппаратах (КЛА) для проведения исследовательских и ремонтных работ.

Исследуемые робототехнические системы имеют погрешности, которые, как правило, носят случайный характер. Априорные статистические характеристики случайных погрешностей робототехнической системы достоверно неизвестны и погрешности могут достигать значительных величин. Поэтому задача повышения точности робототехниче-

ских систем, используемых на КЛА является важной и актуальной. Наиболее полная компенсация погрешностей робототехнической системы осуществляется с помощью алгоритмической обработки информации с датчиков которыми снабжена система. Компенсация погрешностей в выходной информации системы обычно осуществляется посредством алгоритмов оценивания. Хорошо известный классический фильтр Калмана теоретически позволяет получить оптимальную оценку вектора состояния системы. Однако в практических приложениях определить достоверную априорную информацию о статических характеристиках исследуемого процесса не представляется возможным. Поэтому попытки использовать в фильтре Калмана неточно заданные характеристики приводит к субоптимальному оцениванию вектора состояния, а часто и к расходимости процесса оценивания.

Рассмотрены методы построения нерасходящихся фильтров путем добавления «фиктивного» шума (фильтр Шмидта), включением в алгоритм процедуры взвешивания (S – модификация фильтра Калмана), «замораживания» матрицы усиления фильтра. Однако, применение этих методов предусматривает знание статистики входных и измерительных шумов, что на практике обычно невозможно.

Для повышения точности функционирования исследуемой робототехнической системы предлагается использовать адаптивный алгоритм оценивания с жесткой обратной связью на обновляемой последовательности модифицированный посредством метода квадратного корня. Такая модификация позволяет повысить точность оценивания за счет уменьшения ошибок счета в БЦВМ.

ПРЕДЕЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЧЕЛОВЕКА-ОПЕРАТОРА ПРИ УПРАВЛЕНИИ ОБЪЕКТАМИ РАЗЛИЧНОГО ТИПА

А.Д.Устюжанин
(МГТУ им. Н.Э.Баумана)

В работах Мак Руера Р.Т., Крендела Е.С., Пупкова К.А., Шеридана Т.Б. и других авторов показано, каким образом можно получить характеристики динамических свойств человека-оператора и определить параметры этих характеристик. Однако, не показано, какие предельные значения параметров допустимы при управлении объектами различного типа при разработке человека-оператора в системе «человек-машина». В

данной работе в качестве критерия оценки такой системы выбран желаемый запас устойчивости по фазе не менее 0,6 рад.

Рассматриваются задачи управления углом подъема самолета при помощи руля высоты, управления пространственным положением космического корабля с помощью управляющих реактивных двигателей, управления самолетом с вертикальным взлетом (в режиме зависания) путем изменения силы тяги, управления углом атаки статически неустойчивого самолета с помощью руля высоты и управление угловой скоростью тангажа самолета.

Для передаточной функции человека-оператора, представляющей собой произведение коэффициента усиления, «чистого запаздывания», дифференцирующего и колебательного звеньев при фиксированных постоянной времени и демпфирования колебательного звена определены области устойчивости системы «человек-машина» для рассмотренных задач управления в зависимости от постоянной времени дифференцирующего звена и коэффициента усиления разомкнутой системы. Определены также предельные значения «чистого запаздывания», при которых система имеет запас устойчивости по фазе $\sim 0,6$ рад.

Анализ результатов исследования показывает, что человек-оператор не может обеспечивать устойчивость при управлении пространственным положением космического корабля с помощью управляющих реактивных двигателей и при управлении углом атаки статически неустойчивого самолета с помощью руля высоты без динамической коррекции контура управления.

Приведенные результаты исследований могут быть использованы при проектировании систем управления объектами различных типов, в составе которых функционирует человек-оператор.

ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К СРЕДСТВАМ РАДИАЦИОННОЙ ЗАЩИТЫ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ТРАНСПОРТНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИМ МОДУЛЕМ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*Е.В.Пустовалов, Д.А.Добрынин, С.В.Кравчук,
А.Б.Петров, В.Н.Соколов, А.Н.Сумец
(4 ЦНИИ Минобороны России, МОКБ "Марс")*

При доставке космических аппаратов (КА) на геостационарную (ГСО) и высокоэллиптические орбиты перспективными ракетами космического назначения может использоваться транспортно-энергетический модуль (ТЭМ) с электроракетной двигательной установкой. При

этом длительность выведения КА может достигать 1,5 года, при сроке активного существования (САС) КА 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.

Результаты расчетов уровней суммарной поглощенной дозы радиационного воздействия ЕРПЗ на КА с ТЭМ показали следующее. При толщине защиты $0,01 \div 10,0$ г/см² суточная доза на ГСО изменяется от $3,36 \cdot 10^4$ до $9,95 \cdot 10^2$ рад. При этом для ТЭМ с ЯЭУ (выведение за 294 суток) – поглощенная доза за время выведения в зависимости от толщины защиты составит $2,73 \cdot 10^7 \div 6,86 \cdot 10^2$ рад, ее отношение к дозе на ГСО за 10 лет САС КА будет составлять $22 \div 95\%$; для ТЭМ с СЭУ (выведение за 532 суток) поглощенная доза за время выведения в зависимости от толщины защиты составит $4,94 \cdot 10^7 \div 4,23 \cdot 10^2$ рад, ее отношение к дозе на ГСО за 10 лет САС КА будет составлять $40 \div 120\%$. При втором варианте выведения для толщин защиты более $0,5$ г/см² 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 средствам радиационной защиты РЭА КА с ТЭМ при длительном выведении на орбиты.

СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ЗАДАЧИ СТАБИЛИЗАЦИИ ДАВЛЕНИЯ В ДВИГАТЕЛЯХ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ И ОСНОВНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА РЕШАЕМОЙ ЗАДАЧИ

*А.В.Зайцев, А.Ю.Сальников, С.Н.Шевцов
(Военная Академия РВСН имени Петра Великого)*

Актуальность и целесообразность задачи стабилизации давления в ракетном двигателе на твердом топливе (ТТ) определяется прежде всего требованиями к его устойчивой и стабильной работе. Двигатель на ТТ является нелинейным существенно нестационарным объектом, для ре-

гулирования рабочих процессов которого требуются алгоритмы, обеспечивающие устойчивость и требуемую точность системы регулирования при изменении параметров двигателя (особенно давления в камере сгорания и её свободного объёма).

Основной из причин нестабильности работы двигателей на ТТ является нестационарность горения ТТ. Данная нестационарность условно может определяться внутренними и внешними условиями.

Внутренние условия – это, прежде всего, химические свойства топлива, связанные с его свойствами и структурой (неоднородность по составу, различия в скорости выгорания компонентов). Здесь необходимо сбалансировано и правильно подобрать состав и форму заряда.

Внешние условия определяются:

1. Процессами воспламенения и горения при выходе на рабочий режим и при смене режимов работы двигателя;
2. Аномальными режимами работы, проявляющимися в последовательных вспышках (очаговое горение);
3. Горением при возникновении колебаний давления в двигателе, связанным с регулированием тяги.

Все эти условия в совокупности образуют сложную взаимосвязанную систему, которая затрудняет задачу регулирования и стабилизации давления в ТТ двигателе. При выборе математической модели регулирования внутрикамерного давления как объекта управления рекомендуется выполнить декомпозицию процессов, происходящих в камере сгорания, т. е. выделять быстрые, средние и медленные движения. К быстрым движениям относится движение рулевого привода, к средним – изменение давления в камере сгорания, к медленным – изменение свободного объёма в процессе горения топлива.

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ
ДЛЯ КОНТРОЛЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМ АВАРИЙНОЙ
ЗАЩИТЫ И ДИАГНОСТИКИ ЖРД НА ОСНОВЕ
ВЕРОЯТНОСТНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ СЛУЧАЙНЫХ
ВНУТРИДВИГАТЕЛЬНЫХ ПРОЦЕССОВ**

В.В.Мальшенко

(4 ЦНИИ Минобороны России)

В соответствии с современными требованиями улучшения качества космической техники должно быть обеспечено повышением ее надежности и совершенствованием основных характеристик. Поэтому в настоящее время остается актуальной задача повышения надежности ракет-носителей (РН) и их элементов, достоверной оценки их техниче-

ского состояния и основных контролируемых параметров. По разным оценкам до 30...50% аварий с РН происходит из-за отказов двигательных установок по различным причинам.

В настоящее время применяются методы допускового контроля по параметрам, замеренным при огневых контрольно-технологических испытаниях. Как показывает практика, существующие методы оценки технического состояния ЖРД не обеспечивают полную гарантию работоспособности двигателей и не позволяют оценить вероятность такого состояния для каждого поставляемого двигателя по соответствующим показателям. Одним из направлений повышения эффективности систем аварийной защиты и диагностики ЖРД является разработка и внедрение методики контроля технического состояния ЖРД на основе оценки вероятностных показателей случайных рабочих процессов с использованием компьютерного моделирования технических неисправностей двигателей. При компьютерном моделировании вводятся исходные данные по реальным характеристикам и условиям испытаний образца, успешно прошедшего приемо-сдаточные испытания.

Использование алгоритмов обработки на ЭВМ реализаций случайных процессов, характеризующих поведение параметров ЖРД, дает возможность снизить до минимума затраты времени на обработку и эффективно использовать их применительно к ЖРД.

Применение компьютерного моделирования при решении задач контроля эффективности систем аварийной защиты и диагностики ЖРД позволит существенно повысить эффективность систем аварийной защиты.
