
Секция 17**Системы управления космических аппаратов
и комплексов****О НЕКОТОРЫХ ЭТАПАХ РАЗВИТИЯ ТЕОРИИ И ТЕХНИКИ
ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ СИСТЕМ***К.А.Пупков**Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э.Баумана*

Одна из основных трудностей в обработке информации и управления состоит в необходимости принимать решения и выработать управление в условиях неопределенности или при неполных знаниях о возможных последствиях предпринимаемых действий. Идет ли речь о политике создания запасов, о финансировании программы научно-исследовательских работ, об управлении комплексами летательных аппаратов или о планировании создания нового предприятия – везде остается некоторая доля неопределенности – весьма распространенное явление во многих областях человеческой деятельности, в том числе, конечно, и в науке. Как уменьшить неопределенность, насколько ее надо уменьшить перед тем, как приступить к действиям и какие действия можно считать разумными при наличии неопределенности – решают интеллектуальные системы управления. Для лучшего понимания этих проблем полезно иметь некоторую общую схему, концептуальную структуру или модель, помогающую нам организовать представление о той разнообразной, сложной, подчас весьма тонкой, постоянно меняющейся деятельности, которую называют управлением. Обработка всей поступающей информации и изменение на этой основе решения предназначено для выработки и реализации управления для достижения цели.

Здесь рассматриваются основные этапы развития теории и техники интеллектуальных систем.

Современное же состояние интеллектуальных систем характеризуется тем, что практически во все сферы крупномасштабной человеческой деятельности проникают идеи интеллектуализации процессов обработки информации и выработки управления для достижения цели. Проблемой остается решение задачи синтеза цели на основе сведений об окружающей среде, знаний и мотивации. Актуальным является комплексирование алгоритмов обработки информации и управления в базах знаний экспертных систем, обладающих свойством самоорганизации в зависимости от состояния окружающей среды, собственного состояния и цели. Рассматривается в связи с этим проявление кооперативного действия большого числа объектов самой разной природы. Часто стал употребляться термин синергетика для описания такого действия вплоть до получения единой картины мира. Так как мы движемся из «эры закрытого сбалансированного общества» к «открытому несбалансированному обществу» будут необходимы интеллектуальное управление и глобальная стандартизация. При использовании Интернет на базе слияния интеллектуальных систем и информационных сетей можно покончить с географическими трудностями глобальной кооперации.

Тем не менее, в настоящее время интеллектуальные системы описываются лишь в терминах нейронных сетей, фаззилогики, эволюционных алгоритмов. При технической реализации интеллектуальных систем происходит интеграция различных компонентов измерительных устройств, вычислительной техники, устройств сравнения и исполнительных устройств с целью создания систем нового поколения.

Источником возмущающего воздействия для интеллектуальной системы является окружающая среда, а функционирование системы должно обеспечить в конечном итоге компенсацию этого воздействия при достижении цели. И.П.Павлов писал: «Вся жизнь – от простейших до сложнейших организмов, включая, конечно, и человека, есть длинный ряд все усложняющихся до высочайшей степени уравниваний внешней среды. Придет время, пусть отдаленное, когда математический анализ, опираясь на естественнонаучный, осветит величественными формулами уравнений все эти уравнивания, включая в них и самого себя». Это высказывание могло бы послужить эпиграфом ко всем работам кибернетического направления, включая интеллектуальные системы.

**РАЗРАБОТКА ИМИТАТОРА СЛУЖЕБНОГО МОДУЛЯ (SMAS)
МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ДЛЯ
ИСПЫТАНИЙ ЕВРОПЕЙСКОГО ГРУЗОВОГО КОРАБЛЯ (ATV)**

*Е.А.Микрин, С.Б.Величкин, А.Н.Скиданов
РКК «Энергия» им. С.П.Королева*

1. Необходимость имитатора интерфейсов служебного модуля.

Существующая наземная технология отработки комплексов управления космических аппаратов, модулей, пилотируемых орбитальных станций, транспортных и грузовых кораблей предполагает создание следующих имитаторов:

- математическая модель (в составе комплексов отладки бортового программного обеспечения (ПО));
- программно-аппаратные имитаторы систем, функционирующие под управлением математической модели процессов;
- комплексный стенд (КС) (аппаратная модель/копия с реальным бортовым ПО).

2. Опыт и специфика.

В рамках сложных проектов, таких как разработка ЕКА транспортного корабля ATV для стыковки к МКС, появилась необходимость создания программно-аппаратного имитатора Служебного модуля (СМ) МКС, имеющего репрезентативные оригиналу интерфейсы и ПО с европейским кораблем. Было принято во внимание то обстоятельство, что ряд систем для ATV разрабатывался и поставлялся в ЕКА из РКК «Энергия», а, следовательно, требовались технические средства проведения их испытаний и приемки.

Кроме того, в ситуации, когда сложные уникальные космические комплексы, такие как СМ, с одной стороны, и ATV с другой, нет возможности испытать вместе в виде реальных образцов/экземпляров, необходимый объем наземной отработки совместного функционирования может быть проделан только посредством имитаторов. В результате совместно РКК «Энергия» и ЕКА было разработано задание на создание имитатора СМ (Service Module Automated Simulator).

3. Целями, поставленными перед имитатором SMAS, являлись:

А) Представлять СМ на стендах Европы в ходе совместных испытаний с кораблем ATV или его моделями на всех этапах разработки и подготовки корабля к пуску.

Б) Испытывать оборудование российских систем ATV, изготавливаемое в РКК «Энергия», на этапах квалификации и приемки, обеспе-

чить приемочные испытания российских систем в составе корабля, после их доставки и установки в объект.

4. Порядок разработки.

При проектировании SMAS заказчик (ЕКА) проводил поэтапный контроль соответствия разработки предъявленным требованиям посредством ряда инспекций в соответствии с международными правилами ведения проекта: Preliminary Design Review, Critical Design Review, Qualification Review. Непосредственно перед поставкой имитатора в Европу проводились приемочные испытания и итоговая защита проекта в рамках Pre-Shipment Review.

5. Особенность.

В ходе согласования технического задания на разработку SMAS, задачи стоящие перед ним были расширены, от проверки работоспособности интерфейсов ATV с соответствующими системами БКУ СМ, до комплексной проверки взаимодействия двух объектов по всем функциональным интерфейсам под управлением бортового ПО.

6. Состав.

Имитатор SMAS включает в себя следующие составные части:

- имитатор бортовой системы электропитания (SMPS), выполняющий подачу на ATV напряжения бортовой сети 28 В по соответствующим шинам, с обеспечением электрических характеристик СМ;
- автоматическая испытательная система (АИС), являющаяся средством приема и выдачи дискретных команд релейного типа и признаковых сигналов, а так же содержащая терминалы операторов испытаний с языковой поддержкой процедур испытаний;
- автоматическая система управления и моделирования (ASCS), обеспечивающая работу информационного интерфейса мультиплексных шин MIL STD 1553 В и содержащая программную модель БВС и штатного ПО СМ, координирующего выдачу воздействий на ATV со стороны СМ по всем имитируемым интерфейсам;
- система связи с российским оборудованием (RECS CS), содержащая в себе аппаратуру мониторинга внутреннего приборного интерфейса ATV, к которому подключаются поставляемые российские системы.

В докладе описан дизайн аппаратно-программного комплекса SMAS, способ переноса бортового ПО в имитатор с другой операционной средой и архитектурой, этапы разработки, основные замечания и пути их устранения, опыт эксплуатации, а также перспектива разработки аналогичных изделий в дальнейшем.

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО
ОБЕСПЕЧЕНИЯ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «БЕЛКА»**

*Е.А.Микрин, И.В.Орловский, И.О.Воронин, И.В.Алдашкин
РКК «Энергия» им. С.П.Королева*

Значительное место в тематике автоматических КА занимают КА дистанционного зондирования Земли, это направление продолжает развиваться из-за большого спектра задач прикладного и исследовательского плана, существующих на рынке космических услуг. Одна из последних разработок РКК «Энергия» в этой области – оптический КА ДЗЗ «БелКА». Решение задач, связанных с выполнением целевой функции и обеспечением жизнеспособности такого КА, возлагается на бортовой комплекс управления, объединяющий основные бортовые системы, включая бортовые вычислительные средства, командную и телеметрическую системы. В эту группу задач входят задачи ориентации КА, наведение целевой аппаратуры, выполнение динамических операций КА, организация совместной работы служебных бортовых систем. При этом к таким КА предъявляются требования управления по малопунктной технологии и длительного сохранения работоспособности КА без взаимодействия с наземным комплексом управления (НКУ). Соответствующие алгоритмы работы БКУ реализованы в программном обеспечении (ПО) БКУ, размещенном в бортовой вычислительной системе.

Рассматриваются принципы реализации логики работы ПО БКУ КА «БелКА», исходя из задач программы полета и требований к управлению космическим аппаратом. Логика работы ПО бортового комплекса управления строится на основе режимов работы КА в целом и режимов работы бортовых систем. Каждый режим работы КА представляет собой реализацию программным обеспечением БКУ управления бортовыми системами КА для крупного типового участка полета КА. В режимах КА осуществляется координация управления работой всех бортовых систем аппарата для выполнения целевых и служебных задач на конкретном участке полета. Режимы КА автоматизируют управление космическим аппаратом и помимо реализации целевой задачи режима, осуществляют контроль состояния бортовых систем в текущем режиме, что позволяет повысить надежность функционирования систем и упростить контроль за функционированием КА со стороны НКУ. Программное обеспечение БКУ структурировано следующим образом:

- верхний уровень – режимы КА;
- средний уровень – режимы бортовых систем и режимы ЦА;
- приборный уровень – управление конкретными приборами;
- нижний уровень – служебное ПО, обмен, операционная среда.

Управление космическим аппаратом осуществляется автоматически средствами БКУ КА или в автоматизированном режиме с участием персонала НКУ. Наземный комплекс управления имеет возможность управлять КА следующими способами: задание массивов цифровой информации (основной способ) и выдача прямых релейных команд через бортовую аппаратуру командной радиоперелинии (аварийный способ). С помощью массивов цифровой информации задаются режимы работы КА и бортовых систем и настроечные параметры программного обеспечения. Массивы цифровой информации (управляющие воздействия) объединяются в базу управляющих воздействий на этапе разработки КА и проходят тщательную предварительную отработку.

В докладе уделено внимание построению логики контроля состояния и адаптации к нештатным ситуациям (НШС), реализованной в ПО БКУ КА. Контроль состояния (КС) строится, как и управление, по иерархическому принципу и имеет приборный, функциональный и верхний уровни. На приборном уровне осуществляется контроль состояния датчиков и исполнительных органов, адаптация к нештатным ситуациям приборного уровня реализуется в рамках режимов бортовых систем путем перехода на однотипный резервный комплект аппаратуры. На функциональном уровне контролируется правильность выполнения режимов бортовых систем. При обнаружении нештатного выполнения режимов бортовых систем программное обеспечение функционального уровня контроля состояния или задействует резервный режим бортовой системы (осуществляет управление функциональным резервированием) или осуществляет переход на аппаратный резерв (управление аппаратным резервом). На верхнем уровне осуществляется контроль состояния выполняемого режима КА. При невозможности реализации режима КА (при крупных НШС в бортовых системах) осуществляется переход в аварийный режим (режим сохранения КА).

В докладе рассмотрены вопросы технологии разработки программного обеспечения БКУ, обеспечения надежности ПО БКУ КА, степени и порядка отработки программного обеспечения, возможности замены фрагментов бортовых программ в полете.

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МОДЕЛИ СММ ПРИ РАЗРАБОТКЕ
ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ
БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ УПРАВЛЕНИЯ**

*Е.А.Микрин, С.И.Гусев, Е.Н.Четвериков
РКК «Энергия» им. С.П.Королева*

Программное обеспечение бортовых комплексов управления космических аппаратов – наиболее существенная часть современных комплексов управления, реализующая основные законы управления бортовыми системами, адаптацию к нештатным ситуациям, возникающим на космических аппаратах, интерфейсы «борт-Земля» и «человек – БКУ». Программное обеспечение также реализует основные задачи по обеспечению безопасности космического аппарата и экипажа (в случае пилотируемых объектов). К программному обеспечению бортовых комплексов управления предъявляются жесткие требования в соответствии с вышеперечисленными задачами.

Одной из основных компонент, необходимых для выполнения этих требований к ПО БКУ является разработка в организациях, занимающихся созданием бортового ПО, технологии и организационной структуры, позволяющих получать гарантированное качество программного обеспечения как законченного продукта. Основные организации, занимающиеся разработкой ПО для БКУ уделяют большое внимание организационной структуре и технологии разработки ПО.

В 90-х годах прошлого столетия технологии и организационной структуре разработке ПО уделялось большое внимание во всем мире. Основные усилия по систематизации подходов к технологии и организационной структуре разработки самых различных видов ПО для практически всех видов человеческой деятельности предпринимались Software Engineering Institute при университете Карнеги-Меллон. В результате этих работ была разработана Capability Maturity Model (СММ) – модель построения организационной структуры и технологии разработки программного обеспечения, используемой организациями – разработчиками ПО в различной мере. Многие организации – разработчики ПО прошли независимую оценку соответствия процесса разработки программного обеспечения требованиям модели СММ. Это делалось для представления объективных независимых доказательств Заказчикам о соответствии технологии и организационного процесса выполнению главной цели – разработки ПО заданного качества в требуемые сроки.

Процесс систематизации подходов к процессу разработки ПО не остановился с разработкой и активным внедрением модели СММ. Soft-

ware Engineering Institute при университете Карнеги-Меллон и многие организации – разработчики ПО, использовавшие в своей работе модель СММ были заинтересованы в дальнейшем улучшении технологии и организационной структуры разработки программного обеспечения и, в целом, технических систем, базирующихся на программном обеспечении. Они разработали более совершенную модель СММ – Capability Maturity Model® Integration. СММ представляет собой абстрактную модель процессов разработки различных проектов, включая технику разработки программного обеспечения.

Разработчики модели СММ использовали три фундаментальных источника для своей работы – (1) Capability Maturity Model for Software (SW-CMM) v2.0 draft C, (2) Electronic Industries Alliance Interim Standard (EIA/IS) 731, and (3) Integrated Product Development Capability Maturity Model (IPD-CMM) v0.98.

Главной целью внедрения и использования модели СММ является создание такой организации работ, которая обеспечивает:

- получение результатов разработки (продукта) с заранее определенным высоким качеством;
- постоянное улучшение организации работ в фирме и, соответственно, повышение качества выполняемых проектов.

Использование модели СММ особенно актуально при разработке программного обеспечения бортовых комплексов управления как продукта, к которому предъявляются очень жесткие требования как в процессе разработки, так в процессе эксплуатации ПО в составе БКУ космических аппаратов.

ОПТИМИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ДОВОДОЧНОЙ СТУПЕНИ МНОГОСТУПЕНЧАТОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

*Г.Н.Румянцев, С.Л.Пузырев
ФГУП НПО АП им. Н.А.Пилюгина*

В докладе рассматриваются вопросы оптимизации управления движением при синтезе алгоритмов системы управления доводочной ступени (ДС). Как правило, эта ступень обеспечивает конечную цель, поставленную перед ракетным комплексом после того, как носитель сообщит доводочной ступени скорость больше 7000 м/с. Для боевых ракет (особенно для многоэлементных) – это выведение боевых блоков на падающие траектории, при выведении нескольких спутников – это

обеспечение требуемых орбит, при проведении физических экспериментов – это обеспечение требуемой пространственно-временной конфигурации и т.п.

Несмотря на различие целей и задач, во всех перечисленных случаях объектами управления являются ДС, системы управления которыми имеют в целом сходную структуру, а входящие в их состав алгоритмы решают приблизительно одинаковый круг проблем. Всё это позволяет отразить характерные особенности, свойственные движению ДС как представителя отдельного класса ЛА, а также представить варианты оптимизации этого движения.

Особенно актуальна эта задача для конверсионных ракетных комплексов. Это объясняется тем, что для боевых ракетных комплексов система управления разработана для решения определенного круга задач, например для построения боевых порядков, и поражения целей блоками многоэлементных головных частей. Причем эти задачи и границы применимости строго определены на этапе проектирования тактико-техническим заданием. При решении же конверсионных задач цели могут быть различными: от выведения спутников до геофизических экспериментов. При этом возможный диапазон применения конверсионного ракетного комплекса тем шире, чем выше его энергетические возможности, что вынуждает максимально оптимизировать управление движением ДС.

Под оптимизацией движения ДС будем понимать минимизацию времени разведения полезных нагрузок (ПН) по точкам их отделения. Эта задача является тождественной задаче минимизации расхода топлива ДС, что может послужить предпосылкой к сокращению гарантийных запасов топлива или, что более существенно, к увеличению зоны разведения при тех же гарантийных запасах энергетики. Перечисленные факторы, в свою очередь, положительно влияют на решение баллистическим фильтром задачи досягаемости, то есть поиска маршрута разведения, при котором гарантировалась бы досягаемость точек отделения ПН.

В докладе описывается типичный вариант ДС, оснащённой гиросtabilизированной платформой, регулируемой твердотопливной двигательной установкой и четырьмя парами сопловых блоков, реализующих моментную схему управления угловым движением, а также поступательное движение в толкающей и тянущей схемах.

В качестве направлений решения задачи оптимизации управления движением ДС выделяются оптимизация её поступательного движения, оптимизация пространственных разворотов ДС и сокращение времени

её работы за счёт реализации некоторых дополнительных вариантов движения.

Показывается, что на участках поступательного движения ДС оптимизация достигается за счёт выбора и поддержания режима тяги, соответствующего величине прямолинейного участка движения.

В разделе, посвящённом оптимизации пространственных разворотов ДС, приводится квазиоптимальный алгоритм пространственной переориентации ДС с кинематикой, определяемой с помощью аппарата алгебры кватернионов, и динамикой, использующей максимально допустимые конструкцией органов управления ускорения на участках разгона и торможения. Ещё одним вариантом оптимизации является совмещение участка отхода от отделившейся ПН и разворота вокруг продольной оси ДС таким образом, чтобы последующий разворот на направление движения в следующую точку отделения ПН был плоским, что также сокращает время работы ДС.

В качестве дополнительных вариантов движения исследуется возможность поступательного движения ДС в боковых направлениях, что является актуальным в случае близкорасположенных точек отделения ПН за счёт исключения из траектории участков пространственных разворотов и, как следствие, сокращения времени разведения. Такое движение получается посредством решения задач линейного программирования с целевыми функциями, представляющими собой требуемые величины боковых сил. В этом случае программное движение ДС задаётся непосредственным расчётом сил тяги для каждого из управляющих органов.

УПРАВЛЕНИЕ СЕТЕВЫМИ СТРУКТУРАМИ МНОГОСПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ

А.Ю.Потюпкин

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Современный уровень развития космической техники создаёт необходимые предпосылки для реализации качественного скачка в космической отрасли. Новые информационные технологии наряду с прогрессом в области разработки и создания новых космических аппаратов, в том числе и малых, позволяют уже сегодня проектировать космические системы нового уровня. Анализ показывает, что основной тенденцией их развития является повышение уровня реализации системных свойств космической системы, прежде всего такого свойства как целостность. Целостность как внутреннее единство системы предполагает усиление

связей между её элементами. Представляется, что перспективные космические системы будут представлять собой решетчатые или сетевые структуры с множеством элементов и связей между ними. В связи с этим традиционные подходы к управлению космическими системами, ориентированные в первую очередь на управление отдельными элементами системы, оказываются несостоятельными.

Управление сетевой структурой, как структурой без выраженной иерархии, возможно или реализацией множества согласованных управляющих воздействий, что требует значительного расхода ресурса, или отдельными воздействиями, учитывающими собственные тенденции поведения системы. В этом случае возможна реализация как так называемого резонансного управления, основанного на учете собственной частоты системы, так и индивидуализированного управления посредством однородных локальных взаимодействий между элементами системы. В силу этого в сетевых структурах требуется управление не только отдельными элементами системы, а, в первую очередь, отношениями между ними. Для космических систем это означает необходимость разработки новых видов управляющих воздействий, предназначенных для управления системой в целом.

Представляется, что функционирование сетевой космической системы должно происходить по образцу телекоммуникационной сети. В этом случае управление системой будет заключаться в целенаправленной смене протоколов, регламентирующих взаимодействие, как между элементами космической системы, так и между системой и потребителем.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ
МНОГОСПУТНИКОВЫХ ГРУППИРОВОК
МАЛОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Д.М.Макаренко, Б.П.Николаев

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Рассматривается задача поиска области применения космических систем, в которой система на базе многоспутниковой группировки малогабаритных космических аппаратов (МКА) будет обладать преимуществами, либо исключительным качеством по сравнению с системой на базе группировки традиционных КА большой массы.

Отмечено, что положительные свойства МКА (дешевизна в массовом производстве, выгоды пространственной рассредоточенности целевой аппаратуры, живучесть как отдельного КА, так и группировки в це-

лом) реализуются в составе многочисленной орбитальной группировки, для которой характерны сложность и дороговизна, как процессов управления, так и процессов поддержания и восполнения. Технологическая возможность создания такой группировки может быть реализована либо для нового класса задач, где использование традиционных КА большой массы невыгодно или невозможно, либо для приобретения нового качества для уже решаемых задач.

Для широкого круга существующих и перспективных пользователей космическими услугами выделена область их потребительских интересов, не удовлетворяемых, или удовлетворяемых частично современными космическими системами (КС); сформулированы требования к новой КС. На базе существующих моделей синтеза орбитальных группировок глобального наблюдения проведен поиск орбитальных структур минимальной стоимости для решения избранного класса задач с учетом следующих эффектов: удешевление стоимости отдельного КА наблюдения; снижение массы КА вследствие снижения требований по углу зрения аппаратуры наблюдения; повышение достоверности наблюдения за счет обеспечения одновременной наблюдаемости объекта с различных КА; повышение объема информационного обмена в контуре управления группировкой; усложнение средства выведения и процедур восполнения группировки; переход к пространственно распределенным структурам целевой аппаратуры наблюдения.

Определены основные характеристики области применения многоспутниковых группировок МКА в которых решение задач такими группировками обладает преимуществами перед группировкой традиционных КА.

ОБ АДАПТАЦИИ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА К УСЛОВИЯМ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ОБСТАНОВКИ

Ф.Ф.Краснобацев

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Одним из перспективных направлений развития технологий управления космическими аппаратами (КА) является повышение автономности их функционирования. Однако на сегодняшний день это требование не может быть выполнено в полной мере в силу низкой оперативности решения задач контроля технического состояния (ТС) бортовых систем. При нынешних технологиях управления, изменение усло-

вий задачи контроля отслеживается наземным комплексом управления (НКУ). Бортовые системы контроля (БСК) представляют собой достаточно "жесткую" техническую систему, управляемую бортовой ЭВМ, но ряд задач контроля на данном этапе остается не решенным. Тем не менее, на их основе представляется возможным применить адаптивные БСК, обеспечивающие информационную устойчивость решения задач контроля ТС борта без привлечения НКУ.

Адаптивные БСК позволят осуществлять контроль с требуемым качеством в условиях изменения измерительной обстановки. Нестационарность измерительного процесса оказывает влияние на интервал погрешности результатов измерения значений контролируемых параметров, что приводит к снижению достоверности результатов контроля. Это возможно исправить при внедрении новых подходов к формированию БСК.

В настоящее время широкое применение находят виртуальные приборы, строящиеся по принципу алгоритмических измерений. На их основе представляется возможным реализовать БСК, способные к адаптации, путем внесения изменений в программное обеспечение КА. Процесс адаптации реализуется в дополнительном контуре управления «адаптирующем модуле», в программной среде виртуальных измерителей. Качество результатов контроля достигается устранением неопределенности в процессе принятия решения. Неопределенность устраняется модификацией основного контура управления бортовой измерительной системы по результатам идентификации факта отклонения условий измерительной обстановки от ожидаемых.

Таким образом, на борту КА ожидается получить систему контроля с элементами искусственного интеллекта, адаптивную к условиям измерительной обстановки.

К ВОПРОСУ ОБ АДАПТИВНОСТИ ПЛАНИРОВАНИЯ КОМПЛЕКСА РАБОТ ПО ПОДГОТОВКЕ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ К ПУСКУ

Р.В.Ткач

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Решение сложных и ответственных задач подготовки и пуска ракеты космического назначения (РКН) осуществляется в строго ограниченных временных рамках, определенных технологическими графиками ее подготовки.

Любое изменение, которое вносится в этот период в технологический процесс, может вызвать серьезные последствия вплоть до срыва установленного срока запуска РКН.

Такие изменения могут быть вызваны следующими факторами, оказывающими влияние на качество ресурсов:

- возникновением неисправности составных частей РКН;
- возникновением неисправности технологического оборудования;
- снижением квалификации номеров расчетов подготовки и пуска РКН;
- изменением количественного состава расчетов;
- нехваткой и (или) отсутствием необходимых составных частей РКН, подготовкой их «с колес».

Потребуется адаптировать технологический график подготовки РКН в изменившихся условиях.

При разработке нового плана технологического графика особое внимание должно быть уделено задаче расчета оптимальных параметров расписания проекта подготовки РКН к пуску, адаптированного к возможностям изменения временных, ресурсных и стоимостных (затратных) характеристик, как отдельных работ, так и технологического графика в целом.

Предполагается решение научной задачи оптимизации комплекса работ по подготовке ракеты космического назначения (РКН) к пуску, в условиях возникновения или наличия различных условностей объективного (субъективного) характера, в процессе подготовки РН (КА) к применению по назначению.

**О ЗАДАЧЕ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ В НЕШТАТНЫХ
СИТУАЦИЯХ НА СТАРТОВОМ И ТЕХНИЧЕСКОМ
КОМПЛЕКСАХ РАКЕТНО – КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА
В УСЛОВИЯХ ОГРАНИЧЕНИЙ
(ВРЕМЕНИ, ИНФОРМАЦИИ, РЕСУРСОВ)**

Р.В.Ткач

Военная академия РВСН имени Петра Великого

В настоящее время наибольшее распространение получило определение адаптации как процесса «изменения параметров и структуры системы, а возможно, и управляющих воздействий на основе текущей информации с целью достижения определенного, обычно оптимального, состояния системы при начальной неопределенности и изменяющихся условиях работы».

В общем случае процесс подготовки ракеты космического назначения (РКН) к пуску моделируется сетевым графиком с заданными исходными временами выполнения операций, которые определяют исходную продолжительность всего комплекса работ.

В задаче рассматриваются два возможных способа сокращения продолжительности каждой операции сетевого графика:

1. Невыполнение части работы, следствием чего являются потери суммарного результата. Например, снижение показателя готовности. Каждой работе при этом соответствует некоторая дискретная невозрастающая функция, областью определения которой является ряд возможных времен выполнения работы, а значениями – соответствующие потери.

2. Выделение на выполнение работы дополнительного ресурса, такого что:

а) данный ресурс соответствует (может назначаться) некоторому набору работ сетевого графика;

б) данный ресурс высвобождается после окончания работы полностью и может быть использован на других работах входящих в набор.

Каждой работе при этом соответствует некоторая дискретная невозрастающая функция, область определения которой – возможные времена выполнения работы, а область значений – величина соответствующего дополнительного ресурса.

Задача формулируется, как задача дискретной оптимизации на множестве сокращаемых операций. Критерий решения – минимальные потери результата. Показатели времени и ресурсозатрат рассматриваются в качестве ограничений.

О НЕОБХОДИМОСТИ МОНИТОРИНГА БЕЗОПАСНОСТИ ИНФОРМАЦИИ В АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И КОМПЛЕКСОВ

Д.А.Кардашевич, С.А.Коношенко, А.А.Сидак

4 ЦНИИ Минобороны России

Мониторинг безопасности информации – комплекс мер и мероприятий, направленных на отслеживание текущего состояния безопасности информации в автоматизированных системах управления космических аппаратов и комплексов (далее – АСУ).

Эффективность мониторинга безопасности информации в АСУ зависит от правильной его организации. Процесс мониторинга безопасности информации в АСУ должен включать в себя следующие этапы:

- формирование плана мониторинга (на основе действующих требований к безопасности информации в АСУ);
- отслеживание изменений и уязвимостей АСУ, состава угроз АСУ и требований, направленных на противодействие этим угрозам;
- фиксация текущего состояния безопасности информации в АСУ;
- выявление расхождений между требуемым и текущим состоянием безопасности информации в АСУ.

В процессе мониторинга безопасности информации в АСУ анализируется текущее состояние безопасности информации в АСУ. Все расхождения между требуемым и текущим состоянием фиксируются, и формируется отчет, содержащий результаты мониторинга безопасности.

Результаты мониторинга безопасности используются в процессе оценки рисков нарушения безопасности информации в АСУ. Методики оценки рисков применяются для оценки вероятного ущерба (материального или нематериального) в случае использования идентифицированных уязвимостей. По результатам оценки рисков вырабатываются и реализуются необходимые корректирующие действия.

Таким образом, при изменениях АСУ необходимо выполнять мониторинг безопасности, позволяющий контролировать возникающие вследствие этих изменений угрозы, своевременно и эффективно реагировать на них, устранять уязвимости, которые могут привести к реализации угроз и неприемлемому ущербу.

ДИНАМИКА СПУТНИКА С МАХОВИКОМ, СТАБИЛИЗИРУЕМОГО ВРАЩЕНИЕМ

О.В.Жукова

Португалия, Лиссабон, UnI – Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э.Баумана

Исследуется спутник с маховиком, стабилизируемый вращением на круговой орбите. Для стационарного решения, когда вектор кинетического момента спутника совмещён с одной из главных осей инерции, необходимые и достаточные условия асимптотической устойчивости определены, используя второй метод Ляпунова.

Устойчивость колебательного движения спутника как тела вращения была исследована Боднером и Летовым. Динамика разных типов

космических летательных аппаратов (спутник как тело вращения, спутник не являющийся телом вращения, спутник как система твёрдых тел и динамика спутника с учётом внешних моментов) была изучена Алексеевым и Бебениным. В этом докладе даны результаты исследования асимптотической устойчивости с использованием второго метода Ляпунова.

Предполагалось, что спутник движется по круговой орбите с постоянной угловой скоростью ω_0 . Движение происходит в центральном ньютоновском силовом поле без учёта внешних моментов, в среде без сопротивления. Чтобы записать уравнения колебательного движения спутника используются следующие системы координат: орбитальная система координат $OXYZ$ и связанная система координат $Oxuz$. Ось OZ направлена из центра масс Земли в центр масс спутника, ось OX направлена по вектору скорости спутника и лежит в плоскости орбиты, ось OY перпендикулярна плоскости орбиты. Оси Ox , Oy , Oz являются главными центральными осями инерции спутника. Для ориентации орбитальной системы координат относительно связанной системы координат используются углы Эйлера: угол тангажа α , угол рысканья β и угол крена γ . Оси орбитальной системы координат $OXYZ$ и связанной системы координат $Oxuz$ связаны через матрицу направляющих косинусов.

В результате было исследовано колебательное движение спутника и асимптотическая устойчивость движения относительно центра масс с использованием второго метода Ляпунова. Была найдена функция Ляпунова и, используя критерий Сильвестра, определены в форме неравенств необходимые и достаточные условия асимптотической устойчивости.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ БЛА С АКЦЕПТОРОМ ДЕЙСТВИЯ

*Е.Б.Дугин, Чи Циан Нам, Фам Суан Фанг
Россия, Москва, Институт Машиноведения РАН –
МГТУ им Н.Э.Баумана*

Для эффективного выполнения беспилотным летательным аппаратом (БЛА) поставленных задач обычно предусматриваются различные программные траектории движения. В практических приложениях, как правило, каждый БЛА заранее программируется на полет по конкретной траектории. Таким образом, при управлении БЛА, одной из актуальных задач является задача синтеза системы управления.

Разработка подхода к задаче управления БЛА предполагает решение целого ряда задач. Одна из задач управления БЛА может быть решена с помощью адаптивного самоорганизующегося регулятора или регулятора с эталонной моделью. Однако в последнем случае необходимо иметь ма-

тематическую модель движения БЛА. Для этого на БЛА требуется установить дополнительные прецизионные датчики, на основе информации с которых осуществляется адаптивная подстройка в этих алгоритмах.

В настоящей работе предлагается принципиально новый, оригинальный подход к решению задачи управления БЛА. А именно, синтез интеллектуальной системы (ИС), в которой осуществляется рассмотрение и выбор сценария движения БЛА. Выбор сценария движения БЛА основан на прогнозе возможного развития событий в зависимости от траектории движения, внешних возмущений и т.д. Критерии, используемые в интеллектуальной системе, позволяют выбрать наилучший сценарий движения БЛА. Точность и эффективность ИС зависит в большей степени от богатства динамической базы данных, а также от точности измерительных систем. Реализация ИС предполагается с использованием концепции синтеза ИС, в основу которой положены теория функциональных систем П.К.Анохина и метод самоорганизации.

Теория функциональных систем П.К.Анохина применяется для синтеза структуры ИС. На основе информации о состоянии БЛА и состоянии внешней среды реализуется акцептор действия. Прогнозирующая модель строится посредством метода самоорганизации. С помощью полученной модели проводится прогноз развития событий и таким образом реализуется цепь обратной афферентации ИС. Проектирование ИС предполагает использование в алгоритмическом обеспечении конструктивных параметров БЛА, параметров внешней среды и их прогнозных значений. Полученный результат измерения и прогноза этих параметров используется при выборе сценария движения БЛА.

ВЛИЯНИЕ НЕЛИНЕЙНОСТЕЙ В КОНТУРЕ УПРАВЛЕНИЯ ПРИ САМОНАВЕДЕНИИ НА МАНЕВРИРУЮЩИЙ ОБЪЕКТ

Нгуен Куанг Винь

Вьетнам, Технический университет им. Ле Куи Дона

Применение приближенных методов для исследования устойчивости нелинейных динамических систем при случайных воздействиях является весьма проблематичным, так как случайный процесс оказывает двойное воздействие на нелинейный элемент. При исследовании динамических характеристик сложной нелинейной системы, какой является система самонаведения, большое значение имеет правильный выбор наиболее простой эквивалентной схемы, которая отражала бы основные свойства реальной нелинейной системы. Учёт всех особенностей динамики реальной нелинейной системы может привести к такой задаче,

решение которой окажется сложным или невозможным для практики расчетов. Тем не менее, поиск эффективных методов решения таких задач является актуальной проблемой.

Исследуется влияние двух нелинейностей в контуре управления: ограничение управляющего сигнала и ограничение скорости рулевого привода:

- ◆ При учёте только ограничения управляющего сигнала при наведении на объект, совершающий синусоидальный маневр показана, что плотность вероятности промаха имеет δ -функции на границах, а внутри интервала из бимодальной стремится к равномерной.
- ◆ При учёте только второй нелинейности плотность вероятности промаха также имеет δ -функции на границах, а внутри интервала стремится к нормальной.

В связи с тем, что в обоих случаях плотность вероятности в целом отлична от нормальной, исследуется возможность усовершенствования метода статистической линеаризации и метода статистически эквивалентной передаточной функции нелинейного элемента для получения достоверных характеристик точности системы при их аналитической оценке.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ВИБРАЦИИ НА ДИНАМИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ЧЕЛОВЕКА-ОПЕРАТОРА И ЭФФЕКТИВНОСТЬ ЕГО ДЕЯТЕЛЬНОСТИ В ЧЕЛОВЕКО-МАШИННЫХ СИСТЕМАХ

А.Д. Устюжанин

Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э.Баумана

В большинстве случаев человеку приходится длительное время испытывать воздействия вибрации (человек-оператор, пассажир транспортного средства и др.). Как правило, вибрация оказывает вредное влияние на человека. Уменьшению интенсивности вибрационного воздействия на человека способствует снижение виброактивности источника вибрации, применение систем виброизоляции и регламентирование допустимых уровней вибрации на рабочем месте оператора. Для расчета систем виброзащиты человека используются данные о механических свойствах и частотных характеристиках тела человека. Не отрицая важности сказанного, здесь будет рассмотрено, каким образом можно оценить воздействия вибрации на динамические свойства человека-оператора и на эффективность его деятельности при получении сведений по информационным каналам, выработку и исполнение управления тем или иным объектом или процессом.

Показано, что при малых колебаниях и достаточно малых частотах возбуждения (до 100 Гц) тело человека можно рассматривать как линейную вязкоупругую механическую систему. Тогда динамические свойства тела человека можно описать с помощью частотных характеристик:

- передаточной функции $G(j\omega)$, как отношение преобразования Фурье вынужденных колебаний точки наблюдения на теле человека к преобразованию Фурье источника возбуждения вибрации;
- входного механического импеданса $Z(j\omega)$ для описания связи между силой, передаваемой телу и виброскоростью точки приложения силы, т.е. отношение преобразования Фурье виброскорости точки приложения силы и преобразования Фурье процесса изменения силы.

Обширный материал по определению передаточной функции и импеданса тела человека для различных его поз не позволяет, однако, оценить работоспособность и эффективность выполнения работы человеком-оператором. Представляет интерес в этом смысле исследование влияния вибрации на выполнение двухкоординатной задачи слежения за точечной целью. Показано, что при отсутствии вибрационного воздействия распределение ошибок оператора близко к нормальному закону. С увеличением уровня вибрации дисперсия ошибок оператора возрастает, а характер распределения становится бимодальным, что обусловлено появлением регулярной составляющей (периодической) в функции ошибки слежения, частота которой совпадает с основной частотой вибрационного воздействия.

Результаты проведенных исследований получены, когда вибрационные воздействия задавались в виде последовательности синусоидальных сигналов, либо случайного сигнала с определенной полосой частот, которые представляли собой некоторый тест.

Однако, судить о полноте этого теста для «диагностирования» динамики тела человека весьма сложно, а использование результатов для оценки эффективности работы человека-оператора – невозможно.

Здесь на основе использования методов исследования динамики человека-оператора рассмотрим решение двух задач:

- ◆ определение динамических характеристик человека-оператора при восприятии им сведений по информационному каналу и при одновременном воздействии вибрации;
- ◆ определение динамических свойств человека-оператора при воздействии на него вибрации и оценка степени влияния вибрации на результаты его работы.

**РЕЖИМ НАЧАЛЬНОЙ ВЫСТАВКИ БИНС
НА КОЛЕБЛЮЩЕМСЯ ОСНОВАНИИ**

Е.С.Лобусов, А.В.Фомичев
Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э.Баумана

В режиме начальной выставки производится выставка корректируемого базиса (математической или *м*-платформы) в положение, соответствующее выбранной навигационной системы координат. Предполагается, что выставка происходит на Земле при наличии собственных колебаний объекта, на котором установлен БИНС.

В работе рассматриваются два варианта начальной выставки. При автономной выставке происходит горизонтирование *м*-платформы с последующим определением угла азимута. Информация о полученном значении азимута используется для задания соответствующих начальных условий в кинематических уравнениях углового движения навигационного и связанного базисов с последующим переходом в режим навигации. Выставка по заданному курсу предполагает горизонтирование *м*-платформы, при известном азимуте.

Режим начальной выставки реализуется в два этапа. На первом этапе с использованием аналитико-численных процедур определяется угловое положение объекта (т.е. БИНС). На втором этапе, с использованием методов оптимальной фильтрации производится его уточнение.

В основе первого этапа лежат полученные явные аналитические соотношения углов неизвестного начального положения БИНС относительно топоцентрической системы координат. Данные зависимости составляются по измерениям датчиков векторных измерителей угловой скорости и линейного ускорения, прошедших первичную обработку, и известной структуре матрицы направляющих косинусов, связывающей их показания с вектором угловой скорости Земли и ускорением силы тяжести в месте нахождения БИНС. Предложенный подход оказывается наиболее эффективным с точки зрения определения азимута для малого уровня колебаний основания.

Для второго этапа выставки формирование закона управления движением корректируемого базиса осуществляется по двум горизонтальным и курсовому каналу. Получены уравнения движения корректируемого базиса относительно навигационного базиса и сформированы законы управления, позволяющие определить фиксированное значение азимута и текущие значение угла гироскопического курса.

Проведенное исследование с использованием компьютерного моделирования показало хорошую работоспособность предлагаемых алгоритмических решений.

СПОСОБ КОРРЕКЦИИ АВТОНОМНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

*К.А.Неусыпин, Буй Ван Кыонг, Нгуен Тьен Зунг
Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э.Баумана*

Управление различными динамическими объектами осуществляется на основе информации о его навигационных параметрах и параметрах ориентации. Эти параметры динамического объекта возможно получить с инерциальной навигационной системы (ИНС). Рассматривается автономная ИНС, состоящая из гиросtabilизированной платформы (ГСП) и установленных на ней акселерометров. Наиболее распространенные ГСП обычно реализуется на базе трёх двухстепенных гироскопов.

В эксплуатационных условиях динамический объект, на котором установлена ИНС, совершает всевозможные движения вокруг центра масс. Это приводит к возмущающим моментам вокруг осей подвеса ГСП ИНС динамического объекта. Наиболее опасными являются периодические или знакопеременные возмущающие моменты. Связано это с тем, что в условиях знакопеременных возмущений ГСП вокруг осей прецессии «детектируются» систематические составляющие возмущающих гироскопических моментов, приводящие к систематическому дрейфу свободной ГСП. Как правило, серийные ГСП, используемые в ИНС, снабжены интегральной коррекцией с настройкой на период Шулера. Систематические составляющие возмущающих гироскопических моментов вызывают колебания ГСП вокруг осей стабилизации с периодом Шулера. При этом выходная информация ИНС о пройденном несущим динамическим объектом пути будет иметь нарастающую со временем погрешность, пропорциональную систематическому дрейфу ГСП.

Предлагается метод компенсации, основанный на приближенном формировании угловых скоростей ГСП вокруг осей стабилизации как функции соответствующих углов прецессии. Такой метод компенсации нелинейных гироскопических моментов позволяет увеличить точность

работы ИНС и инерциальных систем управления и, следовательно, повысить точность функционирования динамического объекта в целом.

Подача этих сигналов на моментные датчики гироскопов ГСП и ИНС приводит к существенному уменьшению влияния нелинейных гироскопических моментов на точностные характеристики ИНС. Недостатком такой компенсации является необходимость брать производные по времени от сигналов с датчиков углов прецессии, что приводит к увеличению шумов, которые присутствуют в информационных сигналах датчиков углов гироскопов.

Предложенный способ компенсации погрешностей ГСП ИНС отличается простотой, компактностью и, легко реализуем в цифровом вычислителе или БЦВМ динамического объекта.

АЛГОРИТМ КОРРЕКЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ПОПЛАВКОВОГО ГИРОБЛОКА В УСЛОВИЯХ ДЕЙСТВИЯ ЖЕСТКИХ ВНЕШНИХ ВОЗМУЩАЮЩИХ ФАКТОРОВ

А.В.Пролетарский

Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э.Баумана

Рассматривается одноосный гиросtabilизатор с ортогональным расположением поплавкового гироблока платформы. Одноосный гиросtabilизатор, рассматривается как один из каналов стабилизации трехосной гиросtabilизированной платформы по вращению. Если в рамках прецессионной теории записать уравнения движения, то среди возмущающих моментов можно выделить те, что вызваны нарушением номинального теплового режима работы поплавкового гироблока. Тогда математическая модель движения без нарушения теплового режима принимается в качестве эталонной. На основе эталонной модели строится система с интеллектуальным самонастраивающимся регулятором. Отличие такой системы от традиционных систем с регулятором состоит в том, что вводится дополнительный контур интеллектуальной, адаптивной параметрической самонастройки. При появлении дополнительных возмущений, выражающихся, например, в изменении вязкости используемой в поплавковом гиросtabilизаторе жидкости, интеллектуальная система проводит «учет» возмущений с последующей коррекцией характеристик гиросtabilизатора.

Задача коррекции характеристик особенно актуальна при выборе в качестве концепции управления концепции прогнозирующего управления. В процессе проектирования систем управления с прогнозом рассматривается класс алгоритмов управления, синтезируемых на основе известной априори модели объекта управления и ориентированных на реализацию с использованием микропроцессорных средств. В основе так называемого прогнозирующего контроллера использованы алгоритмы, реализующие принцип скользящего интервала прогноза. Достоинство этого подхода состоит в возможности компенсации будущих возмущений или ошибок моделирования.

Необходимо отметить, что представленная трехуровневая интеллектуальная система управления является универсальной и может применяться при решении других прикладных задач.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГИБРИДНЫХ НЕЙРОСЕТЕЙ ДЛЯ КОРРЕКЦИИ НАВИГАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА

*Ю.Л.Вайс, Д.О.Шолохов, Фам Суан Фанг
Россия, Москва, МГТУ им. Н.Э.Баумана*

Современные навигационные комплексы динамических объектов обычно состоят из инерциальной навигационной системы (ИНС), системы GPS/ГЛОНАСС, систем ближней и дальней навигации, УКВ-станций бортовых радиолокационных станций и др. Серийные ИНС имеют высокую точность определения навигационных параметров динамического объекта лишь на ограниченных интервалах работы. С течением времени, особенно при интенсивном маневрировании динамического объекта, 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. Радиолокационные станции подвержены действию помех и диапазон их действия ограничен. Как правило, в наиболее распространенных навигационных комплексах ИНС используется как базовая система, а система GPS применяется для коррекции ИНС. В состав алгоритмов коррекции включают алгоритм экстраполяции. С помощью этого алгоритма осуществляют прогнозиро-

вание погрешностей систем при отсутствии измерительного сигнала. Для вычисления прогноза необходимо построить прогнозирующую модель исследуемого процесса.

Построение модели может осуществляться с помощью различных методов, в частности посредством нейросетей. Однако процесс обучения ее достаточно длительный. В настоящей работе предлагается модифицировать нейросеть методом самоорганизации. Время обучения модифицированной нейросети резко снижается за счет определения весов связей на первом этапе функционирования алгоритма с помощью метода Гаусса. Таким образом удалось объединить преимущества метода самоорганизации в скорости работы и нейросети в построении модели лучшего приближения. Для сопоставления нейросети с методом самоорганизации предложено использовать в качестве структуры сеть Вольтера.

Таким образом, сформированное алгоритмическое обеспечение для коррекции навигационного комплекса позволяет повысить точность определения навигационных параметров динамического объекта и реализуемо в БЦВМ.
