

Секция 13

Проектная баллистика спутниковых систем и управление космическими полетами**ОСОБЕННОСТИ РАЗВИТИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЁТАМИ НА СОВРЕМЕННОМ ЭТАПЕ***В.А. Соловьёв**РКК «Энергия» им. Академика С.П. Королёва*

Управление полётом космических аппаратов и комплексов является одним из наиболее трудоёмких и сложных компонентов процесса их эксплуатации. В особенной степени это относится к КА, предназначенным для реализации современных пилотируемых космических программ. К таким программам относится, например, эксплуатируемая в настоящее время Международная космическая станция (МКС), значительную часть которой представляет её российский сегмент (РС МКС).

В процессе управления полётом РС МКС, осуществляемого российской стороной, выявился ряд проблем, вызванных рядом объективных обстоятельств, таких, например, как постоянное возрастание сложности самого объекта управления и решаемых им задач, требующее постоянного весьма трудоёмкого развития методологии и технических средств управления.

В обозримой перспективе предстоит разработка и реализация программ околоземной орбитальной станции и транспортных кораблей следующего поколения, в управлении полётом которых безусловно должны быть решены проблемы, существующие в настоящее время.

Намечены также пути дальнейшего непосредственного исследования и освоения человеком космического пространства, включая небесные тела солнечной системы – планеты (в первую очередь Марс), Луну и астероиды. С увеличением интенсивности пилотируемых полётов в околоземном пространстве станет актуальным создание и эксплу-

атация системы спасения экипажей космических кораблей, терпящих бедствие. Полёты космических аппаратов по всем этим перспективным программам обладают рядом особенностей, которые предъявляют новые требования к управлению ими.

Как следует из имеющегося опыта создания и эксплуатации пилотируемых космических аппаратов (ПКА), надёжность и безопасность осуществления их полета определяются не только совершенством самого аппарата, но и качеством методов и средств управления его полетом. Кроме того, требования к управлению полетом существенно влияют на облик и характеристики самого ПКА, его систем и бортового программного обеспечения. Поэтому разработка принципов, методов и средств управления полетом ПКА должна входить в число задач, решаемых в процессе их проектирования, причем, по возможности, выполняться с определённым опережением. Это позволит уже на ранних этапах проектирования сформулировать соответствующие требования к бортовым системам ПКА, к отбору и подготовке экипажей как звена системы управления их полётом, а также к техническому и программному оснащению системы управления полётом. Выводы, полученные в результате этой работы для упомянутых типов перспективных ПКА, в значительной мере могут быть использованы для решения задач управления полётом ПКА, функционирующих по другим космическим программам.

В докладе освещаются существующие проблемы управления полётом ПКА, указываются мероприятия, которые должны обеспечить их решение для повышения эффективности эксплуатации ПКА, обсуждаются особенности управления полётами по перспективным космическим программам, пути и необходимые планы развития системы управления полётом.

НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТА Ю.А. ГАГАРИНА

В.Д. Благов

РКК «Энергия» им. Академика С.П. Королёва

Излагаются: программа первого в мире полёта человека в космос на корабле "Восток", основные методы обеспечения безопасности космонавта, программа летной отработки корабля, нештатные ситуации, имевшие место в реальном полёте, основные результаты полета.

**РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ ОБМЕНА КОМАНДНО-ПРОГРАММНОЙ
ИНФОРМАЦИЕЙ МЕЖДУ НАЗЕМНЫМИ И БОРТОВЫМИ КОНТУРАМИ
УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ**

А.В. Донсков, В.Е. Любинский

РКК «Энергия» им. Академика С.П. Королёва

Алгоритмы обмена командно-программной информацией (КПИ) между наземным комплексом управления (НКУ) и бортовым комплексом управления (БКУ) предназначены для обеспечения оперативного управления пилотируемыми космическими аппаратами (КА). Разработка новых алгоритмов обмена КПИ обусловлена необходимостью увеличения эффективности существующих протоколов обмена с целью повышения качества приёма и обработки КПИ, а также обеспечения надёжности обмена КПИ.

Постоянное усложнение БКУ и расширение номенклатуры задач, решаемых КА, ведёт к увеличению общего объёма передаваемой КПИ. В процессе развития технологии управления космическими аппаратами состав и структура КПИ эволюционировала от одиночных разовых команд сначала к массивам цифровой информации для управления режимами систем КА, а затем к сложным многоуровневым бортовым программам полёта. Поэтому в настоящее время для осуществления обмена КПИ необходимы алгоритмы, которые обеспечивают возможность автоматизированного контроля достоверности передачи и обработки данных в комплексе. Применяемые же в настоящее время алгоритмы обмена реализуют по пакетному контролю передачи данных, не позволяющий повысить уровень эффективности управления пилотируемыми КА при существующем постоянном увеличении общего объёма обмена КПИ. Разработка новых алгоритмов обмена КПИ должна позволить перейти на новый качественный уровень управления пилотируемыми КА.

В докладе представлены результаты анализа применяемой методологии обмена КПИ между НКУ и БКУ с выявлением её существующих недостатков, предлагается следующая перспектива развития алгоритмов обмена.

Создание объектно-ориентированного алгоритма, базирующегося на существующих алгоритмах обмена с использованием их на транспортном уровне передачи данных. При этом предусматривается объектная передача КПИ, в процессе которой в качестве единиц информации используются суточная программа полёта, расписание сеансов связи, бортовая программа полёта, циклограммы КРЛ.

Для контроля безошибочной передачи КПИ предлагается ввести квитирование обмена объектами командно-программного управления.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАДАЧИ ОПТИМИЗАЦИИ ОРБИТАЛЬНЫХ СТРУКТУР
СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ СВЯЗИ СО СТАЦИОНАРНОЙ
СЕТЬЮ МЕЖСПУТНИКОВЫХ КАНАЛОВ**

Г.В. Можяев, Н.А. Озерова

Военная Академия воздушно-космической обороны, г.Тверь

Рассматривается система из N спутников, движущихся по низким круговым орбитам одинакового радиуса и наклона. Система предназначена для обеспечения непрерывной дуплексной телефонной связи и обмена другими видами информации между абонентами, расположенными в заданном широтном поясе A и снабжёнными носимыми абонентскими станциями. Связность системы должна обеспечиваться стационарной, т.е. не прерываемой Землёй, сетью межспутниковых линий связи. При этом каждый спутник, будучи узлом сети, должен быть связан с другими спутниками не менее, чем q линиями, которые должны отстоять в любой момент от поверхности Земли не менее, чем на h км. Считается, что обмен сигналами между наземным абонентом и каким-либо спутником возможен, если только абонент «виден» со спутника, когда угол места спутника в точке расположения абонента не меньше некоторого $\theta_{min} > 0$. Ставится задача оптимизации движения системы: при заданных N, A, q, h, θ_{min} требуется выбрать наклонение, долготы восходящих узлов и начальные аргументы широты спутников так, чтобы обеспечивался непрерывный однократный обзор пояса A , была возможной требуемая сеть межспутниковых линий связи и чтобы потребный для этого радиус орбит был минимальным.

Разработана методика и программа расчёта минимального радиуса орбит по известным угловым параметрам движения спутников. Доказано, что кинематически правильные и кинематически симметричные орбитальные структуры удовлетворяют в данной задаче некоторым необходимым условиям оптимальности. С помощью разработанной программы расчёта исследованы возможности ряда таких структур при $q = 4, h = 200$ км для двух вариантов совокупностей других исходных данных: 1) $N = 24, A$ – широтный пояс $[-60^\circ, 60^\circ], \theta_{min} = 10^\circ$; 2) $N = 66, A$ – вся поверхность Земли или пояс $[-75^\circ, 75^\circ], \theta_{min} = 8,16^\circ$. Первый вариант соответствует параметрам проекта «Ариадна», второй близок проекту

«Иридиум». Обсуждаются преимущества найденных орбитальных структур по сравнению со структурами, принятыми в этих проектах. Показано, как, не меняя орбитальную структуру системы «Иридиум», можно организовать в этой системе стационарную сеть межспутниковых линий связи.

ОПТИМАЛЬНЫЕ ТРАЕКТОРИИ СБЛИЖЕНИЯ ПРИ РАЗЛИЧНОЙ ТЯГОВООРУЖЁННОСТИ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Ю.П. Улыбышев

РКК «Энергия» им. Академика С.П. Королёва

Традиционно для сближения с Международной космической станцией (МКС) используются космические аппараты (КА) с высоким уровнем тяги («Союз», «Прогресс», ATV и т.д.). Использование электрореактивных двигателей малой тяги с очень высоким удельным импульсом может существенно повысить эффективность транспортных операций в космосе. Практический интерес также имеют проекты КА с малой тягой для сближения и/или облётов в окрестности МКС или других КА. Представлен анализ оптимальных траекторий сближения, связанный с проектированием и выбором двигательной установки (ДУ). Рассматриваются траектории сближения с перелётом на орбиту МКС по двухступенчатой схеме сближения. Орбиты предполагаются некомпланарными с малым различием в наклонениях. Для расчётов использованы методы множеств псевдоимпульсов, которые основаны на дискретизации траектории на малые сегменты и введении для каждого сегмента множеств псевдоимпульсов. Эти методы обеспечивают в рамках единого подхода оптимизацию траекторий с произвольной тягой. Приведен анализ влияния фактора тяговооружённости на фазирование при сближении (устранение относительного смещения вдоль орбиты). Для импульсных решений имеется диапазон начальных фазовых углов, в котором потребная характеристическая скорость остаётся практически неизменной и равной величине, соответствующей оптимальному межорбитальному перелёту - фазирование осуществляется без дополнительных расходов. Сходные свойства имеются для траекторий сближения с малой тягой, однако, диапазон оптимальных фаз существенно зависит от тяговооружённости. Это свойство сохраняется вплоть до минимально возможного уровня. Для широкого диапазона тяговооружённости имеются следующие типы манёвров: 1) близкие к импульсным траектории (высокая тяга); 2) по два манёвра на некоторой части витков

(средняя и малая тяга); 3) по два манёвра на каждом витке (малая тяга); 4) близкий к непрерывному многовитковый манёвр (очень малая тяга); 5) две группы непрерывных многовитковых манёвров с противоположными трансверсальными направлениями тяги (очень малая тяга). Границы между этими типами условны и они представляют непрерывное множество как функция тяговооружённости. Полученные результаты могут использоваться при проектировании космических аппаратов для определения потребной тяговооружённости на траекториях сближения.

СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И АКТУАЛЬНЫЕ ЗАДАЧИ ОПТИМИЗАЦИИ ОРБИТАЛЬНЫХ СТРУКТУР СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ

Ю.Н. Разумный

Московский государственный технический университет

им. Н.Э. Баумана

Приводится формальное описание проблемы оптимизации орбит и орбитальных структур спутниковых систем непрерывного и периодического наблюдения земной поверхности.

Дается исторический анализ и современное состояние методов выбора орбитальных структур на круговых орбитах, а также актуальные направления их развития в будущем. В частности показано, что случаям непрерывного и периодического обзора земной поверхности на круговых орбитах соответствуют различные математические задачи оптимизации орбитальных структур и различные классы орбитальных структур, как области локализации оптимальных решений указанных математических задач.

Характеризуется современное состояние и перспективы развития методов выбора орбит и орбитальных структур спутниковых систем локального обзора на эллиптических орбитах.

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ МАКС ДЗЗ

Г.В. Савосин, А.С. Свиридов

ОАО «ВПК «НПО машиностроения»

Представляется результат НИР в рамках реализации Федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 гг.

Многоуровневая авиационно-космическая система (МАКС) ДЗЗ представляет собой межрегиональную распределенную систему сбора информации, средства ДЗЗ которой имеются в составе комплексов БЛА, собственной космической системы, а также могут привлекаться на коммерческой или иной основе.

Выбор количества КА в орбитальной группировке МАКС ДЗЗ обусловлен не только требуемыми целевыми характеристиками системы, но и экономическими возможностями заказчика, а в случае вывода космической системы на орбиту одним запуском – возможностями средства выведения.

Для КА оптического наблюдения высокого разрешения, принятого за основу космической системы МАКС ДЗЗ, чаще всего наиболее приемлемой является солнечно-синхронная орбита (ССО) в силу постоянства условий освещенности одних и тех же наземных объектов при пролете над ними КА. Все КА системы запускаются на одну и ту же ССО и разнесены по ней равномерно. Этот вариант оптимален также с точки зрения минимизации затрат топлива на разведение КА в групповом запуске.

Одним из основных условий, предъявляемых к космической системе МАКС ДЗЗ, является ежесуточное наблюдение объектов на поверхности Земли (без учета погодных условий) с заданными характеристиками минимальной группировкой КА. Данное условие будет выполнено, если полосы обзора КА, последовательно покрывая межвитковую интервал, не оставляют ненаблюдаемых участков земной поверхности. Для обзора территории РФ и сопредельных территорий и акваторий достаточно полного перекрытия полос обзора на широте 40°, но обычно такие требования предъявляются для широты 30°.

Условие минимального перерыва в наблюдениях, вызванного неполнотой космической системы при вероятном отказе одного КА, задает такой сдвиг трасс, при котором через сутки полоса обзора каждого КА практически повторяет полосу обзора смежного по орбите КА. Для трех КА это соответствует трехсуточной орбите, для четырех КА – четырехсуточной орбите. Высоты этих орбит определяют границы желательных по данному условию высотных диапазонов: для 3-х КА - 400..466 км и 672...781 км; для 4-х КА - 400..491 км и 645...809 км.

При построении системы ДЗЗ следует иметь в виду, что функционирование даже одного КА должно обеспечивать выполнение задач системы, но с ухудшенными временными характеристиками. Иначе го-

вора, один КА должен обеспечивать беспрерывной обзор земной поверхности с возможно меньшим интервалом между наблюдениями.

Поскольку окончательный выбор высоты орбиты космической группировки производится не только с учетом вышеизложенных условий, но и требований по характеристикам целевой аппаратуры, можно предварительно рекомендовать построение группировки из четырех КА на высотах 645-690 км.

**АВТОНОМНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ,
РАБОТАЮЩАЯ ПО СИГНАЛАМ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВ
ГЛОНАСС/GPS НА ОРБИТАХ С АПОЦЕНТРОМ ВЫШЕ 20 ТЫС. КМ.**

А.Г. Тучин, Д.А. Тучин, В.С. Ярошевский

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Представлена автономная навигационная система для околоземных космических аппаратов, которая позволяет определять орбиту спутника и прогнозировать параметры его движения. Используются радионавигационные измерения спутниковых систем ГЛОНАСС и GPS.

Разработанные методы и алгоритмы определения орбиты основаны на применении законов динамики движения космического аппарата непосредственно при обработке первичных беззапросных доплеровских измерений скорости и беззапросных кодовых измерений дальности на протяженной мерной базе.

Модель движения космического аппарата учитывает влияние атмосферы Земли, нецентральность гравитационного поля Земли, гравитационное влияние Луны и Солнца, действие сил солнечной радиации.

Система работает при проведении маневров космического аппарата.

Преимуществом представленной автономной навигационной системы является

- возможность определения параметров движения космического аппарата, движущегося с большим эксцентриситетом и апоцентром выше 20 тыс. км,
- возможность получения измерений ГЛОНАСС/GPS и первоначального определения орбиты без априорных данных о положении и скорости космического аппарата.

Реализованное программное обеспечение прошло испытания на имитаторах навигационных сигналов и готово к использованию на ряде приборов организаций промышленности.

ЭЛЕМЕНТЫ МЕТОДИКИ ОПТИМИЗАЦИИ ПЛАНИРОВАНИЯ ЦЕЛЕВОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДЗЗ

С.А. Ендуткин

ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

В настоящее время Россия на околоземной орбите представлена космическим аппаратом дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) высокого разрешения «Ресурс-ДК1» разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Меры, предпринимаемые в рамках Федеральных программ РФ, предусматривают наращивание российской группировки КА ДЗЗ, в частности, в настоящее время «ЦСКБ-Прогресс» разрабатывает по заказу Роскосмоса космическую систему оптико-электронного наблюдения земной поверхности «Ресурс-П», в состав которой планируется включить два КА. В связи с этим на современном этапе развития дистанционного зондирования Земли из космоса становится актуальной задача оптимизации планирования целевого функционирования космических систем ДЗЗ.

Для повышения эффективности решения практических задач ДЗЗ в работе предлагается совместное использование КА в составе орбитальной группировки КА ДЗЗ, что позволит за счет комплексирования наблюдений обеспечить высокие по сравнению с одиночными КА показатели производительности, периодичности наблюдения и т.п. Ключевым фактором, определяющим эффективность использования ресурса каждого КА в составе группировки, является методика оптимизации планирования наблюдений, которая должна учитывать системные эффекты, возникающие при совместном применении КА в составе орбитальной группировки КА.

Разработка методики оптимизации целевого функционирования космических систем ДЗЗ требует системного анализа различных аспектов планирования наблюдения Земли из космоса:

– механизма планирования наблюдения земной поверхности орбитальной группировки КА на долгосрочный и оперативный периоды, реализованного на принципах имитационного моделирования функционирования орбитальной группировки КА ДЗЗ;

– критериальной базы частных показателей и признаков, позволяющей проводить оценку полноты решения целевых задач средствами орбитальной группировки и прогнозировать затраты на получение информации;

– методов решения многопараметрической задачи оптимизации характеристик планов ДЗЗ для получения максимума целевой функции, характеризуемой такими показателями, как производительность, оперативность, качество информации ДЗЗ, в том числе, точность определения координат объектов и др.;

– механизма распределения ресурсов между КА в составе орбитальной группировки;

– оперативности доставки информации на наземные пункты приема.

Целью работы является разработка методических подходов к процессу оптимизации планирования целевого функционирования космических систем ДЗЗ.

ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ КОРАБЛЯ-СПАСАТЕЛЯ

А.В. Пакульнис

Московский государственный технический университет

им. Н.Э. Баумана

В пилотируемой космонавтике особое значение придаётся решению проблемы безопасности экипажей КА. Наиболее тяжелой нештатной (аварийной) ситуацией в пилотируемом полёте является утрата космическим кораблём способности к возвращению на Землю (например, из-за обнаруженного в полёте нарушения целостности теплозащитного покрытия, отказа в работе двигательной установки и т.п.). В этом случае спуск экипажа с орбиты возможен только при его эвакуации с помощью корабля-спасателя, сближающегося и стыкующегося с аварийным кораблём.

Постоянно действующая система спасения экипажей кораблей, терпящих бедствие, должна отвечать ряду требований, главным из которых, является принципиальная возможность выполнения спасательной миссии в заданный временной интервал. Это обстоятельство диктует необходимость предусмотреть различные варианты выполнения операции спасения, гарантирующие успешное завершение операции спасения, в том числе и в случае возникновения нештатных ситуаций на самом корабле-спасателе.

В докладе описываются методы обеспечения необходимой эффективности функционирования системы спасения и рассматриваются возможные проблемы, которые могут возникнуть в системе управления полетом корабля-спасателя, и способы их парирования.

Для гарантированного выполнения задачи полета корабля-спасателя предусмотрена возможность осуществления спасательной операции при наличии различных ограничивающих факторов, главным из которых является время, располагаемое на спасение.

Предлагаются критерии оперативного выбора космодрома и времени запуска корабля-спасателя для решения задачи эвакуации экипажа аварийного корабля в конкретном случае. Рассматривается возможность использования для этой цели существующих космодромов, расположенных на территории России, США, Китая, Японии, Индии, Южной Америки, Австралии, а также в условиях морского базирования.

Для минимизации времени осуществления операции спасения описаны методы выбора оптимальных способов дальнего и ближнего сближения корабля-спасателя с аварийным космическим аппаратом в конкретных случаях. В частности, упоминаются методы сближения с аварийным космическим аппаратом, на котором повреждены и не работают системы стабилизации и ориентации, коррекции орбиты.

Рассмотрены особенности управления полетом корабля-спасателя, которые обеспечат надежное выполнение целевой задачи, несмотря на возможные проблемы в ходе полета. В частности, описываются варианты продолжения спасательной миссии при отказе или нестабильной работе элементов, входящих в контур управления корабля-спасателя.

Обосновывается необходимость участия в создании и эксплуатации этой системы в кооперации стран, занимающихся пилотируемой космонавтикой.

**ОПТИМИЗАЦИЯ ПЕРЕЛЁТОВ В СИСТЕМЕ ЗЕМЛЯ-ЛУНА
МНОГОРАЗОВОГО МЕЖОРБИТАЛЬНОГО БУКСИРА С ЯДЕРНОЙ
ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ**

Е. Ю. Кувшинова, А. А. Синицын

ГНЦ ФГУП «Исследовательский центр имени М. В. Келдыша»

Представлены результаты оптимизации траектории межорбитального перелёта и исследования эффективности применения многоразового межорбитального буксира с электроракетными двигателями и

ядерной энергетической установкой мегаваттного класса в транспортных операциях по доставке тяжёлых полезных грузов на орбиту искусственного спутника Луны.

Рассматривался перелет между радиационно безопасной околоземной и низкой окололунной орбитами. Расчеты траектории движения походились в рамках ограниченной задачи трех тел без использования упрощений, предусматривающих разбиение траектории на сферы действия или какие-либо другие участки. Эфемериды Луны определялись по разложениям Брауна. Для моделирования траектории движения использовался набор орбитальных элементов, которые не имеют особенностей при значениях эксцентриситета и наклона равных нулю. На границе сферы действия Луны производился перевод селеноцентрических элементов и им сопряженных в геоцентрические элементы. Направление вектора тяги определялось по закону, полученному с использованием принципа максимума Понтрягина. Рассматривался непрерывный режим работы электроракетных двигателей. Получены величины затрат потребной на перелет характеристической скорости.

Выполнены оценки эффективности применения многоразового межорбитального буксира с ядерной электроракетной энергетической установкой и проведено сравнение с вариантом использования разгонных блоков на основе кислород-водородных жидкостных ракетных двигателей. В качестве критерия эффективности выбрана масса полезного груза, доставляемого на целевую орбиту за заданный период времени.

**СУБОПТИМАЛЬНЫЕ ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЕТОВ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ С ДВИГАТЕЛЯМИ МАЛОЙ ТЯГИ
НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ**

В.В. Салмин, А.С. Четвериков

*Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королева*

Применение электроракетных двигателей (ЭРД) или, как их традиционно называют, двигателей малой тяги, при перелетах между некомпланарными околоземными орбитами, несмотря на высокую продолжительность перелета, позволяет увеличить в 3-4 раза массу выводимой полезной нагрузки (ПН).

В данной работе решается задача оптимизации проектно-баллистических характеристик многоразового межорбитального транспортного аппарата (МТА) с электроракетной двигательной установкой, который предназначен для доставки различных полезных нагрузок на целевую орбиту с возвращением МТА на исходную орбиту. В качестве целевой орбиты принимается геостационарная орбита (ГСО).

При оптимизации решаются последовательно две задачи: динамическая и параметрическая. Динамическая задача – отыскание оптимальных траекторий и управлений, обеспечивающих минимальные затраты рабочего тела на прямой и обратный перелеты для заданных граничных условий. Параметрическая задача – выбор оптимальных проектных параметров МТА, обеспечивающих при известной динамической характеристике перелета максимум ПН.

Сложность задачи оптимизации состоит в том, что оптимальные траектории существенно зависят от проектных параметров, и наоборот, оптимальные проектные параметры МТА определяются выбранными траекториями и режимами управления.

Вектор основных проектных параметров, задающих проектный облик МТА, содержит мощность энергоустановки, уровень тяги маршевых ЭРД и скорость истечения рабочего тела.

Энергоустановки, используемые при межорбитальных перелетах, могут быть двух типов: солнечной и ядерной. Надежные и экологически чистые солнечные энергоустановки имеют однако большую площадь панелей (200-400 м²). Важной проблемой является минимизация времени пребывания МТА в тени Земли и управление панелями солнечных батарей. Вырабатываемая мощность ядерных энергоустановок (ЯЭУ) не зависит от освещенности орбиты, ориентации КА и удаленности КА от Солнца, но к ним предъявляют повышенное требование к обеспечению безопасности во время перелета, и они предусматривают вытянутую форму аппарата с максимальной удаленностью реактора от зоны полезной нагрузки. Это, в свою очередь, требует дополнительной проработки вопросов управления вектором тяги.

Для оценки потребного управляющего момента рассчитываются в первом приближении массово-инерционные характеристики МТА, при этом принимается, что аппарат состоит из набора типовых элементов с равномерным распределением масс. Момент инерции относительно нормальной оси для МТА со стартовой массой 7 т составляет порядка 10^6 кг·м².

С учетом этого предлагаются «неоптимальные» реализуемые программы управления, которые предполагают на начальном участке полета осуществлять разгон до достижения радиуса, при котором располагаемый управляющий момент способен реализовать оптимальную программу поворотов. Кроме того, вводилось ограничение на максимальный радиус переходной орбиты, так, чтобы он не превышал радиуса конечной орбиты. Дополнительные затраты рабочего тела при реализации таких программ составляют около 5%.

На заключительном этапе решается задача точного формирования ГСО с приведением КА в нужную точку стояния.

**ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ РЕШЕНИЯ КРАЕВЫХ ЗАДАЧ
ДОСТАВКИ ОТДЕЛЯЮЩИХСЯ ЧАСТЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ
С ТЕРМИНАЛЬНЫМ НАВЕДЕНИЕМ В ЗАДАННЫЕ РАЙОНЫ ПАДЕНИЯ**

С.В. Беневольский

Московский государственный технический университет

им. Н.Э. Баумана

В.И. Гончаренко

Московский авиационный Институт

С появлением новых и глубокой модернизацией ранее разработанных средств выведения (СВ) существенно расширяется функциональность этих средств и возможность выведения ими самых разнообразных типов полезной нагрузки. Одновременно развиваются и алгоритмы систем наведения этих средств. Однако совершенствование методов наведения СВ на участке выведения полезной нагрузки в настоящее время в большей степени соответствует возможностям современных БЦВК, чем развитие способов формирования попадающих траекторий отделяющихся частей ступеней (ОЧС).

В то же время расходы на аренду полей падения ОЧС несколько не уменьшаются. Более того, расширение хозяйственными субъектами, на территории которых находятся эти поля, мониторинга баз падений и требований к безопасности хозяйственной деятельности в их окрестностях свидетельствуют, что имеет место обратное.

Предлагается технология совершенствования алгоритмов наведения современных СВ на основе использования унифицированных математических моделей движения (УММД), реализующих квазианалитическое вычисление параметров движения при прогнозировании отклоне-

ний управляемых параметров от заданных конечных условий. Это позволяет получить быстродействие, приемлемое для реализации в БЦВМ, наряду с повышением адекватности прогноза точек падения ОЧС благодаря отсутствию линеаризации прогноза в процессе решения задачи наведения.

Составляющие основу УММД обобщенные проектные параметры при надлежащем уточнении их по результатам решения навигационной задачи в интегральной форме могут учитывать результаты совместного влияния на полет большого количества действующих в полете сил, что позволяет повысить адекватность прогноза полета СВ на оставшемся до отделения ОЧС участке полета. Особого внимания заслуживает в рассматриваемом подходе работоспособность модернизируемых таким образом методов наведения даже при возникновении некоторых нештатных ситуаций.

ПРОЦЕДУРЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ КОРАБЛЕМ ATV И МКС В СОВМЕСТНЫХ ОПЕРАЦИЯХ

А.А. Коваленко, С.Б. Сергеев

РКК «Энергия» им. Академика С.П. Королёва

Дан обзор основных совместных операций европейского автоматического грузового корабля ATV и Международной космической станции. Корабль ATV является элементом американского сегмента, разработанным и управляемым Европейским космическим агентством и интегрированным в Российский сегмент МКС. В докладе рассматривается типовая программа полёта корабля от момента начала сближения с МКС и до момента расстыковки и отхода. Особенностью обеспечения совместных операций является совместная работа трех центров управления полётами: российский ЦУП в Королёве, ЦУП ATV в Тулузе (Франция) и американский ЦУП в Хьюстоне. Координация работы трех центров управления потребовала создания нового подхода в реализации совместных операций на базе мультиэлементных процедур управления (МЭП), содержащих порядок взаимодействия наземных комплексов управления, экипажа и бортовых комплексов управления МКС и ATV.

**КОНТРОЛЬ И УПРАВЛЕНИЕ БОРТОВЫМИ СИСТЕМАМИ МАЛОГО
ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО МОДУЛЯ В ХОДЕ ЕГО ИНТЕГРАЦИИ
В СОСТАВ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МКС**

А.А. Бондарь, М.В. Ведерникова

РКК «Энергия» им. Академика С.П. Королёва

Предлагаемый доклад посвящен уникальной операции по интеграции модуля МИМ1 (Малый Исследовательский Модуль) в состав Российского сегмента МКС. Данная операция уникальна тем, что впервые российский модуль был доставлен на МКС средствами ОК «Шаттл». Кроме того во время полета МИМ1 в грузовом отсеке ОК «Шаттл» большинство бортовых систем (БС) МИМ1 находились во включенном состоянии. При этом процесс контроля и управления работой БС МИМ1 осуществлялся из нескольких источников: ЦУП-М, ЦУП-Х, экипаж ОК «Шаттл» и экипаж МКС (на этапе переноса).

Весь процесс по интеграции МИМ1 в состав МКС занял несколько лет и содержал множество этапов, начиная с проектных работ и заканчивая переносом и стыковкой МИМ1 к узлу «-У» ФГБ. В этих работах принимали участие специалисты различных служб, отделов и центров управления полетами. Авторы доклада являются специалистами Главной Оперативной Группы Управления ЦУП-М и сам доклад касается этапов подготовки и выполнения операций по выведению и интеграции МИМ1 в состав РС МКС, осуществляемых из ЦУП-М.

Во время полета МИМ1 последовательно находился сначала в грузовом отсеке ОК «Шаттл», затем во время переноса на манипуляторе АС МКС (SSRMS) и далее на своем штатном месте – в состыкованном состоянии с ФГБ. Каждый из перечисленных этапов вносил свои особенности в части функционирования бортового программно-математического обеспечения и бортовых систем МИМ1, и, соответственно, в процедуры контроля и управления БС МИМ1, а также взаимодействия между ЦУП-М и ЦУП-Х. Все эти особенности нашли отражение в предлагаемом докладе. Также рассмотрены особенности получения потоков телеметрической информации (ТМИ) и возможности выдачи команд на каждом из этапов полета МИМ1

Отдельное место в докладе занимает этап подготовки персонала ЦУП-М и ЦУП-Х, в процессе которого проводились отладка обработки и отображения ТМИ на индивидуальных средствах отображения, а также отработка полетных процедур и взаимодействия между ЦУП-М и ЦУП-Х.

**ОСОБЕННОСТИ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ МИКРОСПУТНИКА
«УНИВЕРСИТЕТСКИЙ-ТАТЬЯНА-2»**

В.И. Романов

ВНИИ электромеханики

В докладе рассматривается процесс разработки системы ориентации и стабилизации микроспутника «Университетский-Татьяна-2», предназначенного для выполнения международной научно-образовательной молодежной программы изучения околоземного космического пространства.

На данный микроспутник был установлен комплекс научных приборов, работа которых должна была обеспечиваться точной трехосной ориентацией аппарата.

В «НПП ВНИИЭМ» была проведена работа по созданию активной электромаховичной системы ориентации:

- определены режимы функционирования системы ориентации и ее приборный состав по критерию максимальной точности при ограниченной стоимости;
- разработаны принципы управления и контроля приборов системы ориентации;
- определено размещение приборов системы ориентации на конструкции аппарата;
- разработаны и реализованы алгоритмы управления ориентацией и стабилизацией микроспутника;
- создан наземный комплекс средств отладки программного обеспечения и моделирования работы системы ориентации;
- выполнено моделирование процесса успокоения МКА и поиска им ориентиров для различных начальных условий и алгоритмов работы приборов системы ориентации с целью их оптимизации по энергозатратам;
- проведены стыковочные и функциональные испытания системы.

В результате слаженной работы групп специалистов, занимающихся разработкой алгоритмов, программного обеспечения, моделированием, созданием испытательного стенда, в сжатые сроки была разработана активная система ориентации, которая сможет найти применение на микроспутниках, к точности ориентации которых предъявляются повышенные требования.

Система ориентации микроспутника «Университетский-Татьяна-2» в течение летных испытаний отработала без замечаний.

**ПРИМЕНЕНИЕ КФП «РИТМ» В РАДИОЛОКАЦИОННОЙ
ИНТЕРФЕРОМЕТРИИ ДЛЯ РАБОТЫ
ПО НЕИЗЛУЧАЕМЫМ КОСМИЧЕСКИМ ОБЪЕКТАМ**

**А.О. Жуков, О.В. Смирнова, З.Н. Турлов
ОАО «ОКБ МЭИ»**

Доклад посвящен проработке вопросов использования корреляционно-фазовых пеленгаторов типа «Ритм» в радиолокационной интерферометрии для работы по неизлучаемым космическим объектам.

Описаны особенности приема и обработки сигналов от неизлучающих КО в режиме РСДБ (в том числе работа по космическому мусору) при реализации режима совместной работы с ТНА-1500 и определение координатных параметров.

Проведен анализ использования имеющихся технических средств и достижений радиоинтерферометрии в новой области приложения без крупных дополнительных капиталовложений, а также сохранение и развитие актуальности РСДБ-исследований при уже затраченных финансовых средствах.

Показано, что применение ДР РСДБ-метода позволит перейти от построения трехмерных моделей объектов по данным радиолокационных измерений дальности и доплеровского профиля к прямым измерениям формы в трехмерном базисе "дальность-частота Доплера-фаза интерференции" в трехмерной системе координат, связанной с Землей.

Радиолокационные наблюдения объектов на фоне неба, «размеченного» квазарами, взаимные положения которых известны с погрешностью менее чем 0,1мс дуги, позволят решить многие фундаментальные и прикладные задачи исследований ближнего и дальнего космоса, благодаря созданию обзорно-измерительной системы высшей точности, метрологические характеристики которой будут следовать за развитием координатно-временного базиса фундаментальной системы РСДБ-измерений. Синтезированная апертура РСДБ-сети позволит многократно повысить радиолокационный потенциал ДР РСДБ-системы по сравнению с существующими моностатическими и бистатическими радиолокационными системами.

**НЕВЫРОЖДЕННЫЕ РЕШЕНИЯ КОМПЛАНАРНЫХ ПЕРЕХОДОВ
С ПОМОЩЬЮ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ***А.А. Баранов**Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН**В.Ю. Разумный**Московский государственный технический университет
им. Н.Э. Баумана*

Выбор орбитальных структур сопряжен с необходимостью достаточно точного расположения спутников системы в своих орбитальных позициях. В этой связи важным этапом формирования орбитальных структур является этап после отделения спутников от последних ступеней ракет-носителей. Предполагается, что из-за неточности выведения спутник находится на околокруговой орбите, лежащей в одной плоскости с номинальной круговой орбитой. Таким образом, представляется целесообразным рассмотреть задачу оптимального перехода между двумя околокруговыми компланарными орбитами с помощью двигателя постоянной тяги.

Задача решается на основе использования теории базис-вектора Лоудена.

Принимается, что середины активных участков совпадают с точками приложения импульсов оптимального апсидального импульсного решения. Предложен алгоритм, позволяющий определить продолжительность маневров и значения констант, задающих закон оптимального изменения ориентации вектора тяги.

Определены области существования оптимальных решений различного типа. Предложена формула для определения максимального изменения большой полуоси орбиты и её эксцентриситета за один виток при различных законах оптимального изменения ориентации вектора тяги. Это позволяет определить минимально необходимое число витков маневрирования без непосредственного решения задачи.

Рассмотрены примеры перевода МКА с орбиты выведения на рабочую солнечно-синхронную орбиту.

**ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ ПРИ ВЗРЫВЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ***С.Ю. Улыбышев**МГТУ им. Н.Э. Баумана*

Одним из наиболее критичных этапов с позиции безопасности пилотируемых полетов, является выведение ракеты-носителя (РН) на орбиту. Важнейшей проектно-баллистической задачей, на этой стадии, можно считать спасение экипажа в случае возникновения аварийной ситуации. Поэтому комплексы выведения пилотируемых космических кораблей оснащены системами аварийного спасения (САС). Спектр критических отказов, приводящих к срабатыванию САС, достаточно обширен. Особую группу составляют нештатные ситуации, способные привести к взрыву РН. В данном случае необходимо вовремя распознать этот критический отказ и успеть дать команду на отстрел спускаемого аппарата (СА) с экипажем. При этом СА, двигаясь в образовавшемся поле разлета фрагментов РН, подвергается опасности столкновения с ними и воздействию ударной волны от взрыва. Проводится анализ относительного движения СА и фрагментов после срабатывания САС и взрыва РН. Представлены баллистические характеристики системы отделения и рассмотрено влияние тяговооруженности разгонной и управляющей двигательных установок на условия относительного движения способствующие снижению вероятности столкновения с фрагментами РН. Проведены расчеты параметров воздействия ударной волны на СА.

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ НЕБЕСНЫХ КООРДИНАТ ЦЕНТРА ЗЕМЛИ

А.О. Жуков (ОАО «ОКБ МЭИ»)

А.И. Захаров (МГУ ГАИШ)

В последнее время изображения Земли в разных спектральных диапазонах, полученные с борта космических аппаратов (КА) на высотах более 10 тыс. км, широко используются в различных областях: гидрометеорологии, экологии, оперативной картографии, космической навигации, а также для получения информации, необходимой для служб чрезвычайных ситуаций и др.

В большинстве случаев требуется с высокой точностью привязать положение целевых объектов на изображениях Земли к географическим координатам. Такая привязка требует знания точного положения КА относительно Земли, направление оси визирования в пространстве и угол поворота кадра вокруг этой оси. Направление оси визирования и угол поворота кадра можно определить с помощью звездных (или иных) датчиков. Точное положение КА чаще всего определяют с Земли. Наличие высокоточного метода обработки кадра позволило бы получать привязку автономно, используя только информацию с КА. Для ав-

тономного определения положения КА можно использовать датчики геовертикали, определяющие направление на центр Земли. Например, в качестве такого датчика могут служить изображения Земли в видимом диапазоне. Обработав кадр должным образом, мы сможем определить координаты центра Земли в кадре относительно звезд и расстояние до центра Земли. Вместе с данными о направлении оси визирования и угла поворота кадра это позволит получить положение КА относительно Земли.

Погрешность большинства существующих датчиков геовертикали более 1 угл. мин. Существует потребность в методе, позволяющем, используя изображения, полученные с целевой аппаратуры, уменьшить погрешность до 1-5 угл. сек. Это соответствует погрешности определения координат на поверхности Земли порядка 200 м – 1 км с геостационарной орбиты.

Настоящая работа была посвящена выяснению применимости метода определения координат центра Земли с помощью градиента яркости лимба Земли по расстоянию от ее центра. Исследование применимости проводилось в виде численного моделирования рассеяния света атмосферой Земли. В ходе работы удалось выяснить, что на графике зависимости градиента яркости от расстояния до центра Земли можно найти особые точки, довольно стабильные по высоте и зависящие в основном от строения атмосферы. Также был выяснен спектральный диапазон, в котором выгоднее всего производить измерения – фиолетовый и ближний УФ участки спектра в интервале длин волн 0,34–0,48 мкм.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ АНАЛИЗА СОПРОВОЖДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ АНТЕННОЙ ОБОБЩЕННОЙ НАЗЕМНОЙ СТАНЦИИ

Т.В. Лабуткина

Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара,

В настоящее время в эксплуатацию введены спутниковые системы (СС) с орбитальными группировками из десятков космических аппаратов (КА). Перспективы использования микро- и наноспутников позволяют рассматривать проекты систем, включающих в себя сотни и тысячи КА. Поэтому актуальна разработка математических моделей и методик, интенсифицирующих решение задач анализа для таких сложных многоэлементных группировок. Среди задач исследования СС – анализ

движения КА над плоскостью местного горизонта наземной станции спутниковой связи. В частности – задачи, связанные с анализом кинематики сопровождения космических аппаратов наземными антеннами. Эти задачи решаются при определении требований к точности исходных данных и выборе математической модели прогноза направления на спутник в случае программного или комбинированного наведения наземных антенн, при оценке характеристик движения оси диаграммы направленности антенны, сопровождающей КА на интервалах его видимости, и в других случаях. При этом часто при проведении исследований координаты наземной станции точно не заданы, а известна лишь территория ее возможного местонахождения (такая ситуация возникает на начальных этапах проектирования спутниковых систем, или в случае, когда в системе используются подвижные наземные станции связи).

Задача анализа кинематики сопровождения КА наземной антенной исследована достаточно глубоко для случая, когда координаты наземной станции заданы. В случае же, когда известна лишь территория возможного местоположения станции связи, представляет интерес использование математических моделей и методик, интенсифицирующих анализ. Эффективным приемом исследования сложных систем является анализ обобщенного элемента (результаты анализа, полученные для этого элемента, характеризуют все элементы системы). Разработана математическая модель, предназначенная для описания сопровождения КА наземной антенной СС на участках траекторий, которые находятся над плоскостью местного горизонта обобщенного наземного пункта связи. При этом полагается, что космический сегмент системы (как и у большинства СС) реализован на однородных орбитах (значения эксцентриситета, большой полуоси, наклона орбиты и аргумента перигея кеплеровых орбит одинаковы для всех КА).

В основе предложенной математической модели подход, основанный на том, что в движении орбитального тела относительно точки расположения наземного пункта можно выделить две составляющие. Во-первых, это изменение участка траектории, видимого из наземного пункта, а также изменение расположения этого участка относительно точки местонахождения наземного пункта, во-вторых, – движение орбитального тела по видимому участку траектории. Предложено «разделить» две части задачи: во-первых, моделируются участки траекторий, «видимые» для наземной станции (как сами участки

траекторий, которые на текущий момент находится над плоскостью местного горизонта, так их расположение относительно наземного пункта), и, во-вторых, – движение КА по этим участкам. При этом положение космического аппарата на траектории определяется не как функция времени, а как функция универсального параметра, который на каждом интервале видимости проходит одни и те же значения (от 0 до 180 градусов). Предложенная модель позволяет при вариации ряда параметров исследовать «спектр» возможных интервалов видимости КА рассматриваемой СС. Модель может быть полезна на начальных этапах проектирования СС.

**ИЗМЕНЕНИЕ СО ВРЕМЕНЕМ СОСТАВА И СТРУКТУРЫ СИСТЕМЫ,
РЕАЛИЗУЮЩЕЙ ПРОЦЕСС ПЛАНИРОВАНИЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЭКИПАЖЕЙ
ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ,
КАК ПРЕДПОСЫЛКИ СОЗДАНИЯ ЕЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ**

Н.А. Молоканова

РКК «Энергия» им. Академика С.П. Королёва

Прежде чем технически реализовывать подходы к автоматизации процесса планирования, целесообразно создать модель системы планирования, наделенную полным комплектом требуемых свойств, и провести анализ.

В современной науке широко применяется математическое моделирование. Исследование системы на ее модели, используя всю имеющуюся информацию об объекте, позволяет исключить серьезные затраты и потери в случае неверных решений, в отличие, от проведения экспериментов непосредственно с системой.

Исходная информация для планирования и управления в различных сферах техники и производства не всегда достоверна.

Планирование операций на борту пилотируемых космических комплексов не является исключением. Очевидно, что оно проводится в условиях неполной информации об обстановке, в которой будет исполняться разработанный план. По мере приближения к моменту реализации поступает уточненная информация о неопределенных, до этого времени, параметрах, а также информация об изменениях, возникающих в результате воздействия различных факторов на объект управления.

Условно определим, что система планирования операций на борту пилотируемого космического комплекса, обеспечивает планирование операции двух типов: «регулярные» и «специальные». «Регулярные» операции проводятся для осуществления фиксированных задач и планируются на каждый период заранее. Однако в течение периода планирования планы могут меняться, тогда возникают потребность в «специальных» операциях, для которых время выполнения, требуемые члены экипажа, оборудование и другие ресурсы заранее не фиксированы. «Специальные» операции могут отвлекать человеческие и технические ресурсы от выполнения «регулярных» операций.

Различные типы операций отличаются обеспеченностью техническими средствами и подготовленностью экипажа для их выполнения, временем выполнения и издержками при выполнении.

Поскольку планы составляются в условиях неполной информации, потребность в «специальных» операциях заранее неизвестна. Объем работ, возникающих дополнительно, не может быть предсказан полностью. По истечении некоторого времени постепенно поступает информация о неопределенных параметрах условий задачи. Возникает необходимость в переназначении человеческих и технических ресурсов с заранее запланированных задач, на более приоритетные. Переназначение может осуществляться, за счет полной отмены других работ, за счет свободного времени экипажа, за счет перекомпоновки существующих работ. Переназначение ресурсов проводится в результате процесса перепланирования. В настоящее время, этот процесс проводится вручную оператором, являющимся сотрудником группы планирования РС МКС (Российского сегмента Международной Космической Станции).

Поскольку, программа полета изменяется со временем, соответственно, система, отвечающая, за составление и реализацию планов полета, также подвержена изменениям со временем значений внутренних переменных (параметров), состава и структуры и их комбинаций. Помимо этого, она подвергается воздействию извне и изменяет свое поведение при этом. Целесообразно для исследования системы создать ее динамическую модель, применяя математический аппарат, который позволит исследовать систему с учетом изменений, происходящих с объектами и их связями во время работы. Кроме того, средствами для описания изменений, которые происходят с объектами и их связями во время работы системы, является канал обратной связи,

адаптированный к задачам системы и подсистема полного учета разнородных входных данных, введенные в модель.

Созданная динамическая модель системы будет являться рациональным средством исследования ее поведения в различных ситуациях, позволит минимизировать затраты и потери при исследовании, а в дальнейшем, управлении сложной системой. Математическая модель в дальнейшем может быть использована для технической реализации подходов к совершенствованию процесса планирования. В частности, математическое описание системы, процессов, изменений происходящих в системе с течением времени, количественное и качественное описание влияние входов системы на ее выходы, описание канала обратной связи, предоставит возможности подбора технических решений для автоматизации процесса перепланирования, операций на борту пилотируемых космических комплексов.

КОНЦЕПЦИЯ ПАРИРОВАНИЯ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЙ НА МКС С ДВУМЯ КОРАБЛЯМИ – СПАСАТЕЛЯМИ (НА ПРИМЕРЕ РАЗГЕРМЕТИЗАЦИИ)

О.А. Николаева, А.И. Спирин

РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва

В начальной фазе развертывания Международной космической станции (МКС) стратегия действий экипажа при разгерметизации МКС основывалась на том, что на борту МКС постоянно работает экипаж, численность которого временно (на 10-12 суток) может увеличиваться за счет членов экипажей экспедиций посещения, и объемы атмосферы Российского сегмента (РС) и Американского сегментов (АС) примерно равны. В экстренных случаях (при разгерметизации, пожаре, опасности токсического поражения и т.д.) эвакуация постоянных членов экипажа МКС должна осуществляться на одном корабле-спасателе (КС), а экспедиций посещения – на тех кораблях, на которых они прибыли на МКС.

С мая 2009г. численность постоянного состава экипаж МКС увеличена до шести человек, а КС стало два. К этому времени объем атмосферы АС МКС стал значительно превышать объем атмосферы РС МКС. Стратегия действий экипажа при разгерметизации МКС в новых условиях была адаптирована под шесть человек, когда экипаж одного из КС, в состав которого входит командир МКС, был условно назван основным, а экипаж другого КС - резервным. Все функции по действиям экипажа МКС при разгерметизации возложены на основной экипаж, а резерв-

ному экипажу отведена относительно пассивная роль экипажа экспедиции посещения, члены которого должны находиться в своем КС и не вмешиваться в действия членов основного экипажа. Такой подход не вполне оптимален, снижает достигнутый уровень безопасности и должен быть пересмотрен.

Повысить безопасность экипажа при разгерметизации МКС в период нахождения в ее составе двух кораблей спасателей можно за счет оптимизации действий экипажа МКС и сокращения времени на поиск негерметичного отсека. В рамках новой концепции экипажу предлагается:

- все работы в МКС при разгерметизации выполнять на общем объеме атмосферы МКС, чтобы не терять резервное время до падения давления в отсеках МКС до пороговой величины (490 мм рт. ст.);

- поиск негерметичного отсека выполнять одновременно в АС и РС МКС двумя командами, причем работы на АС МКС выполняет экипаж КС, пристыкованного к модулю МИМ1, а на РС МКС – экипаж КС, пристыкованного к МИМ2;

- при поиске негерметичного отсека люки прикрывать, а не закрывать до тех пор, пока не будет определен негерметичный отсек и только тогда проводить его изоляцию от МКС;

- подготовку к расстыковке/консервацию грузовых кораблей и модулей проводить только при подтверждении их негерметичности.
