

## Секция 13

**Проектная баллистика спутниковых систем и управление космическими полетами****ПРОБЛЕМЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ ПИЛОТИРУЕМЫХ И АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ*****В.А. Соловьёв******РКК «Энергия» им. Академика С.П. Королёва***

Современная космическая техника в настоящее время решает огромный круг разнообразных задач – исследования в различных областях науки, получение необходимой информации в интересах обороноспособности страны, природоведения Земли, контроля глобальных процессов на нашей планете, метеорологии, разведки полезных ископаемых, обеспечения навигации, связи и т.д.

Значительное место в этом процессе занимают проводящиеся сейчас и планируемые на последующий период полёты по пилотируемым программам. Большой вклад в результаты космических исследований, в развитие новых технологий и отработку оригинальных технических решений внесли полёты отечественных станций «Салют» и «Мир», а в последние годы – международной космической станции, одним из основных создателей которой и участником реализации её программы является наша страна.

Для обеспечения высокого уровня достижения целей, ставящихся перед полётами космических комплексов, какими являются орбитальные станции, а также – отдельных аппаратов и образованных ими космических систем определяющую роль играют организация и осуществление их эффективной эксплуатации. С этой целью необходимо в течение всего полёта выполнять его планирование, оптимальное с точки зрения получения требуемого эффекта, обеспечивать высокую надёжность работы эксплуатируемой техники и безопасность экипажа пилотируемых КА и

комплексов, своевременное и полное снабжение обслуживаемых космических комплексов необходимыми расходуемыми и заменяемыми компонентами и новым оборудованием, а также доставку потребителям полученной информации и результатов проведенных исследований и экспериментов.

Необходимой и исключительно важной составляющей эксплуатации КА или космического комплекса является управление его полётом, направленное на реализацию разработанного плана и выполнение указанных задач. К управлению полётом предъявляется требование его безошибочности при нормальном выполнении плана, а в случае возникновения нештатных ситуаций – их своевременное обнаружение и парирование, стремясь не допустить снижения уровня достижения целей полёта.

В докладе освещаются существующие проблемы эксплуатации КА, возможные пути их решения, а также основные направления совершенствования методологии эксплуатации в целом и, в частности, процесса управления полётом КА.

#### **ОРБИТАЛЬНАЯ ГРУППИРОВКА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ**

*В.Ф. Фатеев*

**ОАО «МАК «Вымпел»**

Изложены результаты анализа возможностей многоспутниковой системы малых космических аппаратов (МКА) информационного обеспечения различного назначения, методика оценивания показателей качества и зависимости, полученные путем моделирования.

Рассматривается вариант расширения возможностей РЛС обзора поверхности космического базирования за счет использования принципов многопозиционной радиолокации, анализируются преимущества и возможные подходы к построению многопозиционных систем радиомониторинга и многоспектральных систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Приводятся способы орбитального построения систем МКА. Такие системы МКА, по сравнению с известными, отличаются более высокими показателями качества функционирования и могут иметь в своем составе МКА с нестрогим геометрическим расположением на орбитах.

Предлагаются некоторые варианты построения орбитальных систем МКА, наземного комплекса управления, а также альтернативные системы запуска.

### **КОСМОДРОМ «ВОСТОЧНЫЙ» – НОВЫЙ ЭТАП РАЗВИТИЯ РОССИЙСКОЙ КОСМОНАВТИКИ**

***К.В. Чмаров***

***Правительство Амурской области РФ***

Первым шагом в подготовке страны к осуществлению масштабных космических проектов XXI века, предусматривающих применение средств выведения с более широкими возможностями, является создание нового космодрома.

Необходимость создания в России нового космодрома обусловлена целым рядом факторов, объективно связанных с условиями организации перспективной отечественной космической деятельности:

1. Во-первых, это необходимость разработки очередного поколения ракет-носителей, ориентированных на применение экологически безопасных компонентов ракетного топлива и обеспечивающих запуск широкого спектра полезных нагрузок (в том числе для осуществления масштабных космических проектов, связанных с изучением и освоением Луны и других небесных тел).

2. Во-вторых, это обеспечение независимости отечественной космической деятельности по всему составу ожидаемых задач, достигаемое, в первую очередь, через достаточность космической инфраструктуры в пределах территории страны.

3. В-третьих, это ориентация единственного российского космодрома «Плесецк» под задачи преимущественно в интересах обороны и безопасности страны.

4. Вопрос о создании нового российского космодрома является также результатом оценки экономического фактора, связанного с оплатой аренды у Республики Казахстан космодрома «Байконур» и затратами на ремонт и реконструкцию его объектов, требующихся для реализации задач космической деятельности Российской Федерации.

5. Необходимость создания дополнительного космодрома в пределах территории России, определяется политическим фактором, связанным как со значением данного шага на международном уровне, так и с укреплением политического положения страны через расширение национальных возможностей по дальнейшему изучению и освоению космического пространства.

**МЕЖДУНАРОДНАЯ СИСТЕМА СПАСЕНИЯ ЭКИПАЖЕЙ КА, ТЕРПЯЩИХ  
БЕДСТВИЕ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ*****В.Е. Любинский******РКК «Энергия» им. Академика С.П. Королёва******А.В. Пакульнис******Московский Государственный технический университет******им. Н.Э.Баумана***

В настоящее время целый ряд государств успешно развивает свою ракетно-космическую промышленность, создавая КА различного назначения и средства их выведения на орбиту. К их числу, наряду с Россией и США, относится ряд стран, объединённых в области этой деятельности под эгидой европейского космического агентства (ЕКА), Китай, Япония, Индия. Ими созданы и сейчас успешно выполняют свои задачи пилотируемые космические аппараты – корабли «Союз» (Россия), «Шаттл» (США), «Чэньчжоу» (Китай) и обитаемые модули Международной космической станции – российские, американские, европейский («Колумбус»), японский («Кибо»). ЕКА и Японией рассматривается возможность создания своих пилотируемых кораблей на основе уже совершивших успешные полёты грузовых КА – ATV и HTV.

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.

Перспективные космические программы упомянутых выше стран предусматривают в предстоящий период времени ощутимое увеличение интенсивности пилотируемых полётов в околоземном пространстве, начало нового этапа непосредственного исследования и освоения Луны человеком, осуществление первых пилотируемых межпланетных полётов, в первую очередь – к Марсу.

Интенсификация программ пилотируемой космонавтики неизбежно приведёт к повышению вероятности возникновения аварийной ситуации, лишаящей какой-либо из находящихся в полёте кораблей возможности вернуться на Землю. Это обстоятельство диктует необходимость создания постоянно действующей системы спасения экипажей кораблей, попадающих в такую ситуацию.

В докладе предлагается структура этой системы, которая должна обеспечить необходимую эффективность её функционирования.

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

В структуру системы должны входить центр управления функционированием этой системы (международный орган) и несколько космодромов, на каждом из которых находится в высокой степени готовности к полёту корабль-спасатель с его ракетой-носителем.

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.

Предлагаются критерии оперативного выбора космодрома запуска корабля-спасателя для решения задачи эвакуации экипажа аварийного корабля в конкретном случае. Обсуждаются проблемы, которые нужно решить при разработке системы спасения, формулируются требования к характеристикам корабля-спасателя, к космодромам его запуска, к унификации кораблей различных стран и кораблей-спасателей в той их части, которая должна обеспечить выполнение операции спасения. В частности, указывается на необходимость обеспечения совместимости средств сближения и стыковки корабля-спасателя с кораблями различных стран, средств обмена информацией между ними, внутренней атмосферы обитаемых отсеков. Упоминается также о первом успешном опыте решения таких проблем в экспериментальном полёте «Аполлон» - «Союз», осуществлённом в 1975 году.

В докладе также рассмотрены вопросы управления полётом корабля-спасателя. Предложена циклограмма работы системы спасения, начинаемая от момента получения сигнала об аварийной ситуации на корабле, находящемся в полёте, до завершения операции спасения.

**ОБОСНОВАНИЕ ОБЛИКА И ИССЛЕДОВАНИЕ ОСНОВНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ  
ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ИНСПЕКЦИИ  
ОРБИТАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ**

*Е.П. Минаков*

*ЦНИИ Робототехники и Технической Кибернетики*

*minakov@rtc.ru*

Значительное возрастание вероятности столкновения КА с объектами техногенного и природного происхождения, повышение угрозы столк-

новения Земли с какими-либо небесными телами и ряд других причин делают в настоящее время актуальным решение проблемы инспекции орбитальных объектов (ОО), к которым могут быть отнесены активно функционирующие и пассивные КА, аварийные КА, объекты космического мусора, астероиды и т.д.

Очевидно, что для инспекции ОО требуются робототехнические средства, позволяющие доставлять к ним измерительные средства. Проведенные исследования показывают, что эффективное решение задач инспекции может быть осуществлено только в составе космической системы, как структурированной совокупности КА-инспекторов (КАИ) и наземного комплекса управления ими. Потребность доставки аппаратуры зондирования к ОО предъявляет высокие требования к системе управления движением КАИ и связано с риском воздействия на них ОО. Это делает целесообразным либо выбрасывание зонда с аппаратурой зондирования к ОО, что в общем случае связано с его последующей утратой, либо доставку ее к ОО и возврат на КАИ с помощью тросовой системы. Накопленный опыт проектирования позволяет рассматривать и создавать отделяемую систему зондирования как малый КА с соответствующими комплексами и системами.

В связи с тем, задача инспекции совокупности ОО с использованием космических тросовых систем до настоящего времени не рассматривалась, а соответствующие робототехнические средства не создавались ее решение по указанным выше причинам является актуальным в настоящее время.

Это требует согласованного применения совокупности КАИ в составе космической системы инспекции, что, в свою очередь, делает необходимым разработку методологического аппарата и подготовки данных для формирования технических предложений по созданию такой системы в рамках проблемно-ориентированных поисковых исследований.

**ОСОБЕННОСТИ БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ  
УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ МЕЖДУНАРОДНОЙ  
КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ**

*В.Н. Жуков, Е.К. Мельников, Н.С. Рослякова, А.И. Смирнов*

**ЦУП ЦНИИМАШ**

[bno@mcc.rsa.ru](mailto:bno@mcc.rsa.ru)

Длительное функционирование на высотах до 400 км космических станций предусматривает не только поддержание орбиты, но и выполнение определенных, часто достаточно жестких требований к параметрам

орбиты станции с целью подготовки условий для оптимального режима наведения сближающихся со станцией транспортных кораблей (ТК) и спуска возвращающихся со станции на российских кораблях экипажей в заданные районы полигона посадки. Подобную подготовку орбитальных условий станции принято называть формированием рабочих орбит.

Исследования показали, что раздельное формирование орбитальных условий перед каждой операцией сближения может привести к повышенным затратам топлива на поддержание орбиты, возможным нарушениям ограничений по средней высоте и изменению графика полета ТК.

Потребовалось решение новой задачи, не имевшей аналогов среди существовавших задач баллистического обеспечения: долговременного планирования управляемого движения станции. Особенности этой задачи являются многомесячные интервалы связанных коррекций орбиты и наличие разнесенных по срокам требований к параметрам орбиты станции.

Разработка долговременных схем управления движением станции, являющихся одним из элементов планирования полета и предусматривающих решение вопросов экономии топлива на станции и обеспечения баллистических условий в соответствии с графиком полетов ТК, обусловили актуальность темы доклада. В материалах доклада представлен анализ реализованной в период с 1998 по 2009 годы высотной стратегии полета МКС. Приведены основные требования и ограничения к баллистическим условиям полета станции.

Значительная часть материалов доклада посвящена методу проектирования долговременных схем формирования рабочих орбит МКС, основным инструментом которого является графическое представление управления движением станции.

#### **ПРОБЛЕМА КОСМИЧЕСКОГО «МУСОРА» И ТРЕБОВАНИЯ К ИЗМЕРИТЕЛЬНЫМ СРЕДСТВАМ ДЛЯ ЕГО ОБНАРУЖЕНИЯ**

***С.А. Суханов, В.М. Агапов***

***ОАО «МАК «Вымпел»***

В настоящее время в околоземном космическом пространстве (ОКП) насчитывается ориентировочно до 100 000 фрагментов космических аппаратов (КА), прекративших свое существование, и различных фрагментов запуска КА, которые концентрируются на освоенных траекториях запуска и полета КА.

Уже в недалеком будущем техногенное засорение космического пространства будет представлять серьезную угрозу космической деятельности человека в ОКП. При этом безопасность полетов КА, как в настоящее время, так и в перспективе, зависит от степени контроля малоразмерных объектов космического «мусора».

Вопросам создания измерительных средств, призванных обеспечить решение этих задач, и посвящен данный доклад.

**МЕТОДИКА ОПТИМИЗАЦИИ ОРБИТАЛЬНЫХ СТРУКТУР СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ ПО ЗАДАНЫМ ОГРАНИЧЕНИЯМ НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭЛЕКТРОННЫХ БАЗ ДАННЫХ**

*Ю.Н. Разумный, Д.С. Демочко, Н. Н. Куи,*

*В.Ю. Разумный, Д.О. Школьников*

*Московский государственный технический университет  
им. Н.Э. Баумана*

Баллистическое проектирование спутниковых систем (СС) различного целевого назначения в значительной мере опирается на имеющийся теоретический и методический задел в области выбора орбитальных структур СС, как по характеристикам обзора Земли, так и, в ряде наиболее изученных случаев, по целевым характеристикам применения этих СС. Вместе с тем в ходе непосредственного применения этого задела в своей практической деятельности проектанты СС сталкиваются со значительными трудностями, обусловленными объективно существующими сложностями разработки и интерпретации различных специализированных методик и алгоритмов, а также требуемым большим объемом работ, в том числе большим временем расчета на ЭВМ, для поиска даже локально-оптимальных вариантов орбитальных структур. В докладе излагается методика оптимизации орбитальных структур СС по заданным ограничениям, основанная на обработке специализированных баз данных, создаваемых с помощью существующих и дополнительно разрабатываемых алгоритмов для различных классов орбитальных структур. Показано, что применение методики позволяет существенно снизить временные и материальные затраты на непосредственный процесс оптимизации за счет проведения предварительных расчетов и создания электронных баз данных так называемых «опорных» точек – значений целевых функций в пространстве оптимизируемых параметров.



**ПРИНЦИПЫ ОБНАРУЖЕНИЯ И КЛАССИФИКАЦИИ ОПАСНЫХ СБЛИЖЕНИЙ  
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**С.А. Суханов, Э.Н. Хуторовский**  
**ОАО «МАК «Вымпел»**

Ускоряющийся процесс освоения околоземного космического пространства в целях решения задач в области военного применения космических систем, связи, навигации, дистанционного зондирования Земли, метеорологического обеспечения и т.д. приводит к необходимости решения задачи обеспечения безопасности полетов отечественных КА. В докладе рассматривается метод оценки риска столкновения КА с другими космическими объектами (КО) в околоземном космическом пространстве на основе использования данных национального Центра контроля космического пространства. Основной характеристикой метода является вероятность столкновения сближающихся каталогизированных КО.

**ПРАКТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ТРАЕКТОРИИ  
МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЕЕ  
АВТОМАТИЧЕСКОЙ СТЫКОВКИ С МОДУЛЕМ ATV**

**Р.А. Дзесов, В.Н. Жуков, В.П. Павлов**  
**ЦУП ЦНИИМАШ**  
**[bno@mcc.rsa.ru](mailto:bno@mcc.rsa.ru)**

Как известно, многие годы радиоконтроль орбиты Международной космической станции (МКС) проводился российскими наземными радиотехническими системами и точность этих измерений была достаточна для решения задач баллистико-навигационного обеспечения (БНО) управления полетом МКС. Однако полет первого европейского автоматического транспортного корабля ATV к МКС и его стыковка с российским сегментом (РС) МКС потребовали пересмотреть всю идеологию БНО полета МКС.

Дело в том, что разработанная в ЕКА баллистическая схема сближения ATV с РС МКС (начиная с дальности 39 км до МКС) основана на решении на борту ATV задачи относительной навигации по измерениям псевдодальностей, получаемых аппаратурой спутниковой навигации (АСН), размещенной на борту ATV и РС МКС. Для решения этой задачи ЦУП должен был уточнить по АСН-измерениям вектор состояния МКС, спрогнозировать его на момент начала инициализации относительной навигации (точка прицеливания S-1/2) с точностью не хуже 200 м и выдать его в ЦУП-ATV (Тулуза, Франция) за 2-3 часа до начала сближения. Т.е. точ-

ность выданного вектора определяется не только ошибками АСН-измерений, но и ошибками в параметрах модели плотности атмосферы.

Чтобы минимизировать эти ошибки, авторами был выполнен в 2006-2007гг. комплекс уникальных работ (априорные и апостериорные оценки, статистическое моделирование), в ходе которых:

было разработано специальное программно-математическое обеспечение (СМО) БНО полета МКС с привлечением АСН-измерений (в целях определения и прогнозирования с высокой точностью параметров орбиты МКС в условиях неопределенности в параметрах модели атмосферы Земли);

проведена верификация вышеуказанного СМО БНО ЦУП и СМО ЦУП-ATV в рамках подготовки к полету ATV;

разработаны требования к работе АСН-аппаратуры, размещенной на РС МКС, и порядку передачи АСН-измерений в ЦУП в составе телеметрической информации;

проведена юстировка работы аппаратуры АСН-М по результатам тестовой кампании (28.08.2007г.–10.09.2007г.) и подтверждена высокая точность АСН-измерений и, как следствие, возможность их использования в БНО полета ATV и РС МКС.

Проведенные работы позволили ЦУП использовать новую технологию в БНО миссии ATV и в реальной работе обеспечить требуемую точность прогноза орбиты МКС (200 м на момент начала сближения ATV с РС МКС), что было продемонстрировано 29, 31 марта и 3 апреля 2008г.

Работы будут продолжены в ходе полета ATV-2, ориентировочная дата пуска – ноябрь 2010г.

#### **НАВЕДЕНИЕ ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ С МАЛЫМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ КАЧЕСТВОМ В ТОЧКУ ПОСАДКИ**

**Ю.П. Улыбышев**

**РКК «Энергия» им. Академика С.П. Королева**

[yuri.ulybyshev@rsce.ru](mailto:yuri.ulybyshev@rsce.ru)

Одной из узловых проблем проектирования перспективного пилотируемого космического корабля, разработка которого ведется в Ракетно-космической корпорации «Энергия», является требование по высокоточной посадке на Землю после схода с орбиты. Сложность этой проблемы заключается в необходимости учета различных возмущений и существенных отклонениях от номинальных значений параметров по траектории спуска, таких как ветровые возмущения, отклонения аэродинамиче-

ских характеристик и т.п. В этих условиях представляется предпочтительным использование адаптивных алгоритмов управления, обеспечивающих парирование непрогнозируемых возмущений. Рассматривается задача терминального управления спускаемого с орбиты космического корабля (КК) на этапе полета после выхода из плазмы (высота  $\sim 40$  км), заключающаяся в приведении его в заданную точку посадки. Предполагается использование аппаратуры спутниковой навигации (типа ГЛОНАСС или GPS) и/или радиомаяков, что позволяет с высокой точностью определять траекторные параметры КК. Пропорциональная навигация является хорошо известным и детально исследованным методом наведения, используемым преимущественно для задач перехвата воздушных целей и/или сближения в космосе. В основе метода лежит линейное условие связи угловой скорости поворота вектора скорости с угловой скоростью линии визирования. В качестве коэффициента пропорциональности выступает навигационный параметр. Предлагаемый алгоритм основан на модификации пропорциональной навигации, в котором целью является неподвижная точка [1]. Одноканальное управление осуществляется изменением угла крена. Получены кинематические соотношения описывающие пространственное наведение КК в точку посадки по векторам угловых скоростей поворота линии визирования и поворота вектора скорости. По результатам качественного анализа сформулированы требования к навигационному параметру. В качестве текущего значения угла крена выбирается значение из допустимого диапазона наилучшим образом удовлетворяющее кинематическим условиям наведения. Таким образом обеспечивается адаптивность метода. Приводятся примеры пространственных траекторий полета перспективного пилотируемого КК с малым аэродинамическим качеством ( $\sim 0.5$ ). Представлены результаты статистического моделирования с учетом начальных отклонений параметров траектории и ветровых возмущений. Предложен метод статистического выбора опорной траектории для этапа наведения. Показана принципиальная возможность использования алгоритма для наведения КК в случае аварии ракеты-носителя в заданные районы в окрестности трассы выведения. Представлен качественный анализ пропорциональной навигации с неподвижной целью.

#### Литература

1. Ulybyshev Y. Terminal Guidance Law Based on Proportional Navigation // Journal of Guidance, Control, and Dynamic. 2005. V.28. №4. P.821-824.

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ПРОВЕРКА МЕТОДОВ РЕГУЛЯРИЗАЦИИ РЕШЕНИЯ  
НЕКОРРЕКТНЫХ ЗАДАЧ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ  
ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ  
ТЕКУЩИХ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ**

***В.В. Бетанов, К.Р. Байрамов***

***Московский Государственный технический университет  
им. Н.Э. Баумана***

В докладе анализируются характеристики областей некорректности задач определения параметров движения ИСЗ на различных участках траектории. Проводится исследование оригинальных методов регуляризации определения параметров движения (метода дискретной параметризации, комбинированного метода с использованием ограничений типа неравенство, метода идентифицирующих ограничений). Обсуждается однопунктовый способ навигации геостационарного спутника. Приводятся примеры экспериментальной проверки методов регуляризации.

**ОДНООСНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДЛЯ ПОДДЕРЖАНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО  
ДВИЖЕНИЯ СПУТНИКОВ**

***И.Е. Зараменских***

***Московский физико-технический институт,  
М.Ю. Овчинников***

***Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН***

Для поддержания заданного относительного движения спутников в формации в общем случае необходимо применять управление. Обычно формация состоит из малогабаритных аппаратов, для которых простота исполнительных органов и применяемых алгоритмов управления является существенным фактором, поэтому в работе предлагается способ управления относительным движением спутников в формации, основанный на использовании текущей ориентации вектора тяги. Такой способ управления относительным движением не требует дополнительных затрат энергии на управление ориентацией спутника. Рассматриваются два спутника: один – управляемый с целью поддержания формации, второй – пассивный. Приведены различные типы одноосного управления и проанализирована возможность их применения для поддержания заданного движения в формации. Рассматриваемые возмущения достаточно произвольны.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 09-01-00431).

**СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ВЫБОРА ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ  
БАЛЛИСТИЧЕСКИМИ РАКЕТАМИ ПРИ СИНХРОНИЗАЦИИ ПОДЛЕТА ИХ  
ГОЛОВНЫХ ЧАСТЕЙ К ЦЕЛЯМ**

***С.В. Беневольский***

***Московский государственный технический университет***

***им. Н.Э. Баумана***

В связи с прошедшим недавно празднованием юбилея РВСН представляется интересным обратиться к решению актуальных для этой области применения ракетной техники задач, для которых по различным причинам так и не было найдено достаточно эффективного решения.

Одной из таких задач является обеспечение синхронного подлета к рубежу возможного перехвата нескольких головных частей (ГЧ) к близко расположенным или совпадающим точкам прицеливания. Необходимость такой организации построения боевых порядков связана, с одной стороны, со стремлением снизить влияние так называемого «братоубийственного эффекта», с другой – с желанием обеспечить максимальное насыщение средств ПРО атакуемой стороны, т.е. с повышением вероятности преодоления ПРО. Принципиальных трудностей для решения этой задачи не существует. Задача много лет успешно решается соответствующими подразделениями ракетчиков. Однако сроки решения задачи планирования применения группировки по-прежнему не удовлетворяют планирующие органы и значительно превышают сроки решения аналогичных задач в планирующих органах НАТО.

В связи с этим предлагается новая идеология решения рассматриваемой задачи, основанная на многолетнем опыте применения кафедрой СМ-3 унифицированных математических моделей (УММД) движения БР. Существо подхода заключается в использовании аналитических зависимостей, связывающих параметры программы управления с параметрами движения БР в конечной точке активного участка траектории (АУТ) наряду с нестандартным подходом к выбору базового момента отсчета времени при синхронизации.

Ожидаемый эффект – сокращение времени решения задачи синхронизации без потери точности и расширение постановки задачи, в некоторых случаях позволяющее дополнительно минимизировать полетное время формируемой сложной баллистической цели.

**СИСТЕМА ОБРАБОТКИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ В УСЛОВИЯХ  
КРУПНЫХ ОРБИТАЛЬНЫХ ГРУППИРОВОК*****М. В. Некрасов, К.Б. Шмик******ОАО «Информационные спутниковые системы им. Академика  
М. Ф. Решетнёва»***

Современная автоматизированная система управления космическим аппаратом (АСУ КА) предназначена для обеспечения штатного функционирования бортовых систем КА в течение всего времени его активного существования и представляет собой взаимодействие бортового и наземного комплексов управления. Основным элементом наземного комплекса управления является центр управления полётами (ЦУП) состоящий из нескольких разделённых по функциональным задачам секторов. Анализом информации обратного канала связи с КА и обработкой результатов исполнения команд управления КА занимается сектор обработки и анализа телеметрической информации.

В настоящее время программные средства обработки, анализа и представления телеметрической информации в центрах управления космическими аппаратами морально устарели и не соответствуют современным требованиям и возможностям. В то же время с развитием самой платформы космического аппарата и увеличением числа космических аппаратов в орбитальной группировке растёт потребность в обработке всё большего потока информации с максимально удобным представлением результатов её обработки оператору управления или системному специалисту. Данная потребность может быть удовлетворена за счёт разработки новых особых алгоритмов, позволяющих наиболее эффективную обработку и анализ телеметрических данных.

Сложившаяся в настоящее время схема обработки телеметрии космического аппарата требует модернизации. Основную суть модернизации, заключающейся в переходе от однопоточной системы приёма ТМИ к многопоточной, можно описать следующими принципами:

Возможность одновременного получения нескольких потоков телеметрической информации различных форматов.

Применение алгоритма сжатия, адаптированного для использования в реальном масштабе времени.

Организация централизованного хранения телеметрической информации в базе данных ЦУП

Доработка протокола сетевого взаимодействия в контуре обработки ТМИ.

Разработка отдельного протокола передачи ТМИ между ЦУП и удалёнными центрами анализа и обработки информации

Таким образом, по результатам предварительного изучения проблемы приёма, обработки и анализа ТМИ современных КА в условиях интенсивного роста количества КА на орбите, можно выделить основные направления дальнейшей работы: тщательное исследование недостатков телеметрической системы; выработка предложений по оптимизации и доработке существующих алгоритмов анализа и обработки телеметрической информации; разработка схемы централизованного, защищённого ведения архивов; исследование особенностей алгоритмов сжатия и изучение их адаптации к процессам реального времени.

Научный руководитель – д-р техн. наук, проф. И. В. Ковалёв

#### **ОСНОВНЫЕ КОНЦЕПЦИИ МНОГОПОТОЧНОГО ОБМЕНА ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ**

*А.Б. Вершинин*

*ОАО «Информационные спутниковые системы им. Академика*

*М. Ф. Решетнёва»*

Передача телеметрической информации между центрами управления полетами (ЦУП) космического аппарата (КА) потребителей и информационно-вычислительным комплексом (ИВК) завода-изготовителя является специализированной задачей, требующей системного подхода к её проблематике. Данная задача особенно актуальна на этапах пуска КА, а также ситуациях требующих квалифицированных решений по устранению неисправностей, возникших на борту КА. Проблема в данном случае заключается в территориальной удаленности потребителя и завода-изготовителя на огромные расстояния, когда проанализировать ситуацию возможно только на аппаратно-программных средствах заказчика. Основная идея системы передачи ТМИ – осуществить транзит телеметрической информации через защищённые каналы связи в реальном времени. В результате на вычислительных средствах завода-изготовителя возможно реализовать сектор обработки ТМИ, подробное описание которого можно найти в [1].

Существуют и другие актуальные проблемы, возникающие в настоящее время в связи с увеличением трафика поступающей информации из центров управления полетами КА, их описание, а также анализ существующей системы передачи ТМИ можно найти в [2]. Из проведённого анализа можно сделать следующий вывод: внедрение усовершенство-

ванной системы передачи ТМИ невозможно без использования многопоточной системы обработки ТМИ, так они взаимосвязаны между собой и требуют совместной работы [3].

Определим основные концепции системы передачи телеметрической информации определив основные её критерии:

Экономический, предъясняется к системе как показатель эффективности её внедрения в практику, таким образом она должна оправдать своё применение за счет снижения затрат на её обслуживание и эксплуатацию в будущем;

Минимизация человеческого фактора, под ней понимается улучшение эргономических показателей системы и автоматизация процессов организации сеансов связи, осуществляемых в настоящее время операторами, это в свою очередь должно увеличивает надежность системы, а также повлияет на оперативность проводимых работ во время сеанса связи с КА.

Расширяемость, данный критерий подразумевает собой возможность обработки большого количества поступающей информации, система должна иметь более высокую производительность, за счет улучшения архитектуры (применения модульной структуры) и применения методов многопоточного программирования при её разработке.

Надежность - основной критерий любой системы находящейся в состоянии постоянного функционирования, в данном случае она должна обеспечиваться за счет методов синхронизации потоков, независимости интерфейсов, а также использования объектно-ориентированных средств разработки.

Мультиплатформенность – критерий возникший в результате развития средств разработки, а также предъясняемых требований к системе. Он позволяет сэкономить время при переходе на другую аппаратно-программную платформу, устранить избыточность исходного кода, в случае отдельной разработки под каждую платформу.

В результате вышеописанных критериев можно не только построить модель системы [4], которые будут выступать в виде ограничений, но также определить основные концепции системы:

Должна существовать входная информация, поступающая в виде параллельных потоков, от системы многопоточной обработки ТМИ [3] в данном случае система должна поддерживать расширенный сетевой протокол, содержащий дополнительные команды управления и параметры проводимых сеансов связи, также в качестве входной информации выступает ТМИ, переданная с различных ЦУП в ИВК;



Система должна иметь возможность добавления независимых потоков для обработки входной информации, таким образом это позволит осуществить процесс параллельного приёма ТМИ;

Она должна уметь автоматически организовывать взаимодействие с системой обработки ТМИ, тем самым управлять текущими сеансами связи, для оперативного изменения их состава в ИВК.

Должна осуществлять формирование данных для передачи в защищенный канал связи, содержащих всю текущую информацию по сеансам в режиме реального времени. В свою очередь система должна принимать поступающие данные и автоматически осуществлять изменение текущего состава сеансов, для дальнейшего управления потоками принятой ТМИ.

#### **Литература:**

1. Проблемы обработки телеметрической информации в контуре автоматизированной системы управления космическими аппаратами Пакман Д. Н., Некрасов М. В., Антамошкин А. Н. «Вестник СибСАУ» (г. Красноярск 2008)
2. Синтез модели многопоточной доставки телеметрической информации Вершинин А.Б.Князькин Ю.М.Материалы научно-практической конференции «Молодежь в ракетно-космической отрасли» (г. Королёв 2009)
3. Анализ системы многопоточной системы доставки телеметрической информации Вершинин А.Б., Некрасов М.В. Пакман Д.Н. Материалы научно-практической конференции «Студент и научно-практический прогресс» (г. Новосибирск 2009)
4. Система многопоточной обработки телеметрической информации космического аппарата в центрах управления полетами Некрасов М.В., Ковалев И.В. Материалы научно-практической конференции «Молодёжь в ракетно-космической отрасли» (г. Королёв 2009 г)

#### **СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ЭФЕМЕРИДНО-ВРЕМЕННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС**

*В.В. Пасынков, А.Ю. Данилюк*

*4 ЦНИИ МО РФ*

*В исторической ретроспективе рассмотрена динамика развития эфемеридно-временного обеспечения ГЛОНАСС. Определены направления дальнейшего развития и обоснованы достижимые уровни точно-*

*сти эфемерид и частотно-временных поправок с учетом перспективы модернизации элементов системы ГЛОНАСС.*

Развитие системы ГЛОНАСС предусматривает поэтапное наращивание качества предоставляемых навигационных услуг, включая точность определения координат потребителя.

Точность местоопределения зависит от многих факторов. При полностью развернутой орбитальной структуре ГЛОНАСС одним из основных факторов, определяющих точность получения координат потребителя, является точность информации, передаваемой в составе навигационного кадра. Точность навигационной информации определяется, в первую очередь, состоянием эфемеридно-временного обеспечения (ЭВО). Повышение точности эфемеридной и временной информации (ЭВИ) достигается по нескольким направлениям. Среди этих направлений выделяются основные:

- модернизация наземного комплекса управления (НКУ) и системы синхронизации;
- совершенствование бортовой аппаратуры НКА, включая бортовое синхронизирующее устройство (БСУ);
- совершенствование моделей ЭВО, включая фундаментальные модели,
- совершенствование технологий расчета ЭВИ.

В настоящее время стоит задача повышения точности расчета и ретрансляции оперативных эфемерид и временных поправок в эквивалентной погрешности дальности (ЭПД) до полутора метров с улучшением в ближайшие 5-8 лет до уровня единиц дециметров. Три десятилетия назад ставились гораздо более скромные цели.

**Исторический экскурс.** При создании ГЛОНАСС необходимо было решить ряд сложнейших научно-технических проблем, в том числе:

- научиться создавать работоспособные конструкции КА в радиационных поясах Земли на средневысотных орбитах,
- совершить технологический прорыв в создании БСУ более чем на порядок по суточной нестабильности БСУ,
- повысить точность запросных и беззапросных измерений НКУ 3-5 раза,
- обеспечить ЭВО региональным наземным комплексом управления, ограниченным территорией СССР;
- уменьшить уровень «немоделируемых» ускорений от систем терморегулирования и ориентации и стабилизации в десятки раз,

- повысить точность моделирования сил радиационного давления в 8-10 раз,
- повысить точность геодезического обеспечения по абсолютной и относительной привязке координат средств измерений в 10-20 раз,
- повысить точность знания геопотенциала в 3-5 раз,
- повысить точность геодинамического обеспечения в 3-4 раз и др.

На этапе проектирования ГЛОНАСС было заложено ряд преимуществ:

- было выбрано оригинальное орбитальное построение системы ГЛОНАСС, обеспечивающее стабильность системы и трасс на всем сроке активного существования;
- за счет увеличения наклона от оптимального 56 градусов до 64 градусов достигнуты более благоприятные условия навигации в северных широтах,
- за счет разделения альманаха и оперативной части навигационного сообщения – более быстрое вхождение в связь при теплом и холодном старте,
- за счет более короткого квантованного фрагмента навигационного сообщения (2 с против 6 с в GPS) – более надежное сопровождение в условиях естественных и искусственных затенений,
- конструктивно реализована более равномерная системная шкала за счет учета релятивизма при расчете и ретрансляции частотно-временных поправок.

Эфемеридное обеспечение ГЛОНАСС было построено на запросной технологии. Основным фактором данного решения был относительно низкий уровень точности беззапросных измерений при нестабильности БСУ  $\sigma(\Delta f/f) \leq 5 \cdot 10^{-12}$ , установленных на первых КА ГЛОНАСС. За счет адаптивных и согласующих моделей уже в конце 80-х был достигнут уровень 1-1,5 м по эквивалентной погрешности дальности. Однако к середине 90-х этот уровень так и не был реализован по причине утраты более половины запросных средств НКУ в следствие распада СССР. После развертывания 12 НКА число сеансов измерений было сокращено в 2 раза, а затем, после развертывания 18 НКА – еще в 2 раза. Из-за ограниченного вычислительного ресурса – информативная длительность сеансов была сокращена в 4 раза с 10 до 2,5 мин (фактически до 20 нормальных точек в сеансе), а число итераций в задаче расчета эфемерид до одной. Только в 1999 году при решении «Проблемы 2000» за счет использования модернизированной системы астро - баллистических постоянных был сделан

качественный скачок по улучшению характеристик эфемеридного обеспечения до текущего уровня – 1,5-2 м.

Частотно-временное обеспечение ГЛОНАСС изначально было построено по запросно-беззапросной технологии. Только к концу 90-х БСУ начали демонстрировать заданный уровень – 10-13 и, часто, только в течение первых 1,5 лет срока активного существования. Слабым звеном была основная запросно-беззапросная измерительная станция – по конструктивным особенностям привносившая погрешности до 20-60 нс во взаимную синхронизацию.

**Современные задачи эфемеридно-временного обеспечения ГЛОНАСС.** Современная технология ЭВО построена на обработке беззапросной информации сети беззапросных станций. Качественный скачок в точности ЭВО (примерно в 2,5 раза) произошел в 2007 году после её внедрения в системе ГЛОНАСС. Этому предшествовали:

- достижение суточной нестабильности БСУ 10-13 и лучше,
- ввод в контур сети беззапросных измерительных станций,
- внедрение ежесуточной технологии обновления ПВЗ с привлечением внешних данных о Всемирном времени,
- внедрение более современной системы геодезических постоянных ПЗ90.02, улучшения точности абсолютной и относительной привязки средств измерений,
- внедрение более современной модели радиационного давления с учетом совершенствования системы терморегулирования и системы ориентации и стабилизации.

В ближайшее время планируется внедрить современные технологии обработки кодовых и фазовых измерений, использующие достоинства возрастающего состава орбитальной группировки (24 КА в 2009 г.) и состава наземного комплекса управления (8-9 станций в 2009 г. и 15 в 2011 г.), а также внедрение технологии одновременного расчета эфемерид, частотно-временных поправок и полного ряда геодинамических параметров с использованием измерений однобазового радиоинтерферометра со сверхдлинной базой. Уже в 2010 году планируется превзойти текущий уровень GPS по точности ретранслируемых эфемерид и геодинамических данных.

В частотно-временном обеспечении также ожидается улучшение качества ЧВП за счет:

- использования стохастических моделей бортовых часов при прогнозировании частотно-временных поправок,

- перехода на более частое обновление частотно-временной информации,

- улучшения точностных характеристик БСУ.

При благоприятных факторах планируется также превзойти текущий уровень частотно-временного обеспечения GPS к 2011 году.

В настоящее время 18 из 20 НКА в системе ГЛОНАСС являются двух-частотными для гражданского потребителя, а к концу 2009 года все 24, что дает возможность за счет учета ионосферы превзойти текущую точность GPS (в GPS таких КА только шесть).

**Перспектива эфемеридно-временного обеспечения ГЛОНАСС на 2012 -2020 г.г.** Перспектива эфемеридно-временного обеспечения состоит в достижении дециметровой точности расчета координат потребителя к 2015-2017 г.г.

Планируемый уровень должен быть обеспечен по следующим направлениям:

- использование трех и более частот потребителями ГНС ГЛОНАСС, включая сигналы с кодовым разделением, и обеспечение возможности компенсации распространения радиоволн в тропосфере при использовании фазовых измерений на разностной (-ых) частоте (-ах),

- прогрессом в суточной нестабильности БСУ до 5...7 10<sup>-15</sup>,

- расчетом и ретрансляцией эфемерид и частотно-временных поправок на дециметровом уровне, не превышающем 8-10 см по каждой составляющей,

- трехкратным расчетом в сутки и распространением геодинимических данных высокой точности, включая передачу в навигационном сообщении необходимых данных для решения задачи потребителем в инерциальной системе координат.

**МНОГОУРОВНЕВЫЙ АНАЛИЗ И ГРАФИЧЕСКОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ  
РЕЗУЛЬТАТОВ ОБРАБОТКИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ  
ИНФОРМАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

*Д.Н. Пакман, К.Б. Шмик*

**ОАО «Информационные спутниковые системы им. Академика  
М. Ф. Решетнёва»**

Развитие платформы космических аппаратов (КА) ставит перед автоматизированной системой управления (АСУ) всё новые и новые задачи. Среди прочих насущных вопросов в части управления космическим аппаратом можно выделить один из важнейших – приём и обработка теле-

метрической информации (ТМИ). Данный вопрос обостряется в связи с увеличением объемов поступающей с КА информации, обусловленным наращиванием платформы. Отсюда вытекает проблема анализа уже обработанной телеметрической информации операторами управления КА и системными специалистами. Стабильность функционирования КА в данных условиях, безусловно, должна базироваться на принятии верных решений в кратчайшие сроки в режиме проведения сеанса. Таким образом, для комплекса программ обработки телеметрической информации (КП ОТИ) все более актуальным становится вопрос максимально эффективного анализа информации и дальнейшего представления его результатов оператору управления. Именно для этого было разработано программное обеспечение мнемонического представления космического аппарата. Данное программное обеспечение, базируясь на многоуровневом анализе телеметрической информации, обеспечивает графическое представление состояния космического аппарата, предоставляя операторам возможность структурирования этого представления в зависимости от состава систем КА и логики анализа их состояния. Стоит отметить следующие основные функциональные характеристики данного программного обеспечения:

Обеспечение многоуровневого анализа телеметрической информации. Данный анализ основан на предоставляемой программным обеспечением возможности построения иерархии параметров оценки телеметрической информации в соответствии с иерархией систем и подсистем КА.

Графическое представление систем КА по результатам анализа ТМИ (формирование и отображение на мониторе персонального компьютера мнемосхемы, как результата обработки состояний первичных параметров и параметров алгоритма обобщенного контроля).

Кроме того, программное обеспечение мнемонического представления телеметрической модели КА обеспечивает ряд сопутствующих задач. К ним можно отнести сетевое взаимодействие с телеметрическим сервером ЦУП в части приема ТМИ во время проведения сеанса, а так же редактирование (заведение) мнемосхем для космического аппарата.

Благодаря универсальному подходу к логике обработки ТМИ и, в целом, к созданию программного продукта, программное обеспечение графического представления телеметрической модели КА было успешно внедрено и в настоящее время эксплуатируется в ряде ЦУПов различного назначения. На практике была показана эффективность применения данного ПО и намечены направления его дальнейшего развития. В частности,

планируется наращивание графического модуля программы и обеспечение максимальной независимости программного продукта от операционной системы.

### **АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ПОДГОТОВКИ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ НА ОБРАБОТКУ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ**

*Д. А. Пупаева*

*Сибирский федеральный университет*

Автоматизированная систем управления космическим аппаратом (АСУ КА) представляет собой совокупность бортовых и наземных средств управления с необходимым математическим обеспечением и предназначена для обеспечения работы бортовых систем космического аппарата в течение всего времени его активного существования.

Телеметрическая информация (ТМИ), поступающая с передающих устройств КА по радиолинии, содержит сведения о работе и состоянии бортовой аппаратуры КА, выполнении программ и управляющих воздействий.

Управление КА осуществляется посредством выдачи управляющих воздействий на КА и оценкой реакции на выданные воздействия по телеметрии. Решение задач управления КА обеспечивает специализированное программное обеспечение управления, расположенное на аппаратных средствах центра управления полетами ЦУП. В соответствии с задачами управления, СПО ЦУП делится на командно-программное СПО и СПО обработки телеметрической информации (СПО ОТИ).

СПО ОТИ базируется на исходных данных для обработки телеметрической информации, поступающей с бортового комплекса управления (БКУ), которые подготавливаются системными специалистами и организованы в виде набора алгоритмов и правил.

Стремительное развитие современного мира отражается в увеличении требований к функциональным характеристикам КА. Следовательно, растут и требования к СПО управления, в частности, к СПО ОТИ. Поскольку комплекс программ подготовки исходных данных (КП ПИД) является ключевым элементом СПО ОТИ, именно он накладывает существенные ограничения на дальнейшее развитие программной платформы обработки ТМИ, что объясняется следующими недостатками:

- Сложность модернизации;
- Неэффективная функциональная архитектура КП ПИД;

- Отсутствие алгоритмов обработки параметров с высокой разрядностью для современных КА;

- Отсутствие взаимодействия с единой базой данных ЦУП.

Для решения вышеуказанных проблем предлагается создание нового программного обеспечения ПИД.

Сегодня, основными задачами для достижения этой цели являются:

- Повышение степень автоматизации подготовки исходных данных;

- Создание ПО с более гибкой архитектурой для возможности последующего расширения области решаемых задач;

- Разработка алгоритмов подготовки исходных данных, удовлетворяющих требованиям современным КА.

Решение обозначенных задач позволит значительно увеличить эффективность процесса анализа телеметрии, и, соответственно, возможности использования космических систем.

#### **КОРРЕКЦИЯ ПОЛОЖЕНИЯ СПУТНИКА С ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ МАЛОЙ ПОСТОЯННОЙ ТЯГИ РАДИАЛЬНОГО НАПРАВЛЕНИЯ**

***В.В. Авдеев***

***Днепропетровский национальный университет, Украина***

***voltavde@ua.fm***

Как известно, радиальное направление силы тяги в первом приближении приводит к изменениям эксцентриситета орбиты и аргумента перицентра в виде периодической составляющей в функции истинной аномалии, тогда как фокальный параметр остается постоянным. С использованием ряда предположений в работах В.А. Иванова получена математическая модель движения спутника, упрощенная до системы двух нелинейных уравнений первого порядка. Методом фазовой плоскости определены возможные состояния равновесия и их свойства, а также рассмотрены примеры маневров поддержания средней высоты орбиты и коррекции эксцентриситета.

Радиальное направление тяги оказывает влияние на период обращения спутника, в результате чего его положение на орбите изменяется, что может быть применено для проведения маневра уклонения от зоны, опасной на определенном витке возможным столкновением с другим космическим объектом, или для поддержания согласованного движения группы спутников.



В работе предлагается методика расчета программы коррекции положения центра масс спутника в плоскости эллиптической орбиты с использованием двигательной установки малой постоянной тяги радиального направления. Программа должна удовлетворять условию сохранения неизменными эксцентриситета и аргумента перицентра после окончания маневра.

Из уравнений движения спутника для рассматриваемого случая следует конечная зависимость изменения эксцентриситета от радиального ускорения и текущего радиуса орбиты, позволяющая определить границы активного участка в пределах одного витка исходя из величины требуемого смещения и постоянства эксцентриситета.

Приращение аргумента перицентра  $\Delta\omega$  выражается через параметры движения интегральным соотношением, из которого следует, что нулевое значение  $\Delta\omega$  после окончания маневра достигается при условии расположения на одном витке двух активных участков, проходящих соответственно через апогей и перигей орбиты.

Величина коррекции положения спутника описанным способом зависит от длительности активных участков, тяговооруженности и числа витков маневра.

Методика может быть применена как альтернативный вариант коррекции положения спутника, после которого остаются неизменными его период обращения, форма орбиты и расположение оси апсид.

#### **ДВУХУРОВНЕВАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ**

*П.В. Аверьянов, Р.П. Симоньянц, И.Е. Чифиров*

*ОАО «ВПК «НПО машиностроения»,*

*Московский государственный технический университет*

*им. Н.Э. Баумана*

В работе рассматривается концептуальная постановка задачи создания двухуровневой системы управления ориентацией и стабилизацией деформируемого КА, обеспечивающей высокую точность и экономичность режимов функционирования. В качестве объекта управления выбран малый космический аппарат типа «Кондор - Э» с блоком оптоэлектронной аппаратуры (ОЭА).

Основным критерием при проектировании системы управления является обеспечение высокой точности ориентации и стабилизации при минимальных затратах энергии и ограничениях на управление.

Цель работы заключается в исследовании динамических режимов функционирования МКА с учетом упругой динамической схемы и инерционных свойств аппарата, а также в выборе настроечных коэффициентов, влияющих на устойчивость, точностные характеристики и энергопотребление.

Использование двухуровневой системы управления необходимо для обеспечения высокой точности процесса перенацеливания блока ОЭА в различных режимах съемки и экономии энергозатрат.

Применительно к аппарату «Кондор - Э» первый контур управления обеспечивает стабилизацию корпуса КА, второй контур используется для управления блоком ОЭА. При этом блок ОЭА может быть как неподвижен (закреплен) относительно корпуса КА, так и совершать относительное движение по двум каналам. В первом случае наведение осуществляется путем ориентации и стабилизации всего КА, а во втором используется автономная система управления, установленная на корпусе аппарата, которая при помощи системы приводов производит угловые перемещения блока ОЭА относительно корпуса и с необходимой точностью наводит ось визирования на объект исследования. Таким образом, в состоянии точной стабилизации необходимо удерживать не весь аппарат, а только блок ОЭА, используя автономную приводную систему.

Возникает проблема синтеза системы управления, так как мы получаем сложную механическую систему, элементы которой влияют друг на друга, как через прямые, так и перекрестные связи. В полной постановке задачи математическая модель должна учитывать упругость элементов конструкции, нелинейность датчиков управления, исполнительных органов.

При синтезе системы управления предполагается, что используется как полная, так и неполная информация об угловом движении аппарата. В случае отсутствия информации об угловой скорости предлагается использовать внутренние обратные связи или корректирующие фильтры.

Для инженерной применимости и удобства исследования динамических процессов при математическом моделировании космический аппарат представляется как система твердых тел с закрепленными на нем упругими элементами (антенны, солнечные батареи). В качестве исполнительных органов применяются реактивные двигатели, маховики и электроприводы.

**ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ СТРУКТУРЫ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ,  
ИНВАРИАНТНЫЕ К ВЗАИМНОМУ ПОЛОЖЕНИЮ ИСТОЧНИКОВ И  
ПОТРЕБИТЕЛЕЙ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ**

*О.А. Алексеев*

**ОАО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения  
и информационных систем»**

Погрешности навигационных определений потребителей информации спутниковых радионавигационных систем второго поколения (ГЛОНАСС, GPS) обусловлены погрешностями измерения текущих навигационных параметров и геометрическими факторами навигационных определений. В докладе рассматривается постановка задачи поиска геометрических структур, обеспечивающих практическую независимость значений геометрических факторов навигационных определений от взаимного положения источников и потребителей навигационной информации, функционирующих в областях, ограниченных точками расположения источников навигационной информации. Такие геометрические структуры названы инвариантными к взаимному положению источников и потребителей навигационной информации.

Для удобства анализа геометрических свойств инвариантных структур предложен показатель инвариантности навигационных определений, имеющий в отличие от геометрического фактора нормированный характер. Изменение значения показателя инвариантности от единицы до нуля соответствует изменению суммарного геометрического фактора навигационных определений от минимального значения до бесконечно большого.

В докладе показано, что геометрические структуры навигационных определений, инвариантные к взаимному положению источников и потребителей навигационной информации, представляют собой сферы, на поверхности которых равномерно и в достаточном количестве располагаются источники навигационной информации.

Проведен анализ влияния изменения положения потребителя относительно источников навигационной информации, образующих инвариантную структуру, на значение показателя инвариантности.

Проведено сравнение характеристик областей инвариантности функционирования потребителей навигационной информации, определяющихся в традиционных и инвариантных геометрических структурах. Здесь под областью инвариантности функционирования потребителя понимается область, для которой значения показателя инвариантности близко к единице. Рассмотрены возможности реализации геометриче-

ских структур навигационных определений, инвариантных к взаимному положению источников и потребителей информации спутниковых радионавигационных систем

### **ОБ ЭКВИВАЛЕНТНОСТИ РАСЧЕТНЫХ СХЕМ УПРУГО ДЕФОРМИРУЕМЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ**

**А.П. Алпатов, П.А. Белоножко, П.П. Белоножко, А.А. Фоков**  
*Институт технической механики Национальной академии наук Украины и Национального космического агентства Украины,*  
[byelonozhko@mail.ru](mailto:byelonozhko@mail.ru)

Одна из тенденций современного этапа развития космической техники – использование крупногабаритных конструкций в качестве основного функционального элемента систем различного назначения. Примером таких конструкций могут служить большие отражающие поверхности космического базирования – рефлекторные антенны, космические радиотелескопы, плоские концентраторы и отражатели солнечного излучения, пространственно развитые периферийные элементы, присоединяемые к космическому аппарату (КА) – панели солнечных батарей, фермы для монтажа оборудования.

При проектировании систем рассматриваемого класса необходимость учета влияния на динамику комплекса упругих колебаний, вызываемых деформациями элементов конструкции с одной стороны, и невозможность полномасштабного натурного моделирования в наземных условиях с другой, определяют важность математического эксперимента, а громоздкость математического описания – актуальность использования современных компьютерных средств, в том числе инструментов, автоматизирующих процесс разработки самих моделей. При этом наиболее трудно формализуемым этапом моделирования является выбор расчетной схемы, ее максимально возможное упрощение при сохранении достоверности результатов.

С учетом интенсивного развития современных программных средств моделирования динамики сложных технических систем, весьма привлекательным представляется использование конечномерных (вида совокупностей твердых тел, соединенных упруго-диссипативными связями) расчетных схем, описываемых обыкновенными дифференциальными уравнениями [1]. При этом актуальной становится задача обоснования их применения для представления упруго деформируемых элементов космических конструкций.

Авторами предложен [2–3] оригинальный подход к сопоставлению дискретных и континуальных расчетных схем, основанный на естественном для рассматриваемого класса систем с распределенными параметрами выделении обособленных координат (перемещений характерных точек упруго деформируемых элементов – точек крепления, размещения датчиков, исполнительных органов системы управления) и сосредоточенных сил и моментов. Поход основан на представлении линеаризованных уравнений динамики сопоставляемых расчетных схем в изображениях по Лапласу и соотношении соответствующих параметров передаточных функций «от усилия к перемещению».

В докладе применительно к протяженному периферийному элементу КА рассмотрена задача получения передаточных функций расчетной схемы с распределенными параметрами, исследован вопрос выбор параметров эквивалентной конечномерной расчетной схемы. Проанализированы случаи частичной эквивалентности. Приведены результаты моделирования.

Полученные результаты могут быть использованы при исследовании динамики крупногабаритных космических систем, содержащих упруго деформируемые элементы конструкции.

#### Литература:

1. Алпатов А.П. Актуальные задачи динамики космических аппаратов с пространственно развитыми периферийными элементами / А.П. Алпатов, П.А. Белоножко, П.П. Белоножко, С.В. Григорьев, А. А. Фоков // Техническая механика. – 2007. – № 2. – С. 32 – 38.
2. Алпатов А.П. Представление деформируемых пространственно развитых периферийных элементов космических аппаратов совокупностями твердых тел / А. П. Алпатов, П. А. Белоножко, П. П. Белоножко, А. А. Фоков // Тезисы докладов второй международной конференции «Передовые космические технологии на благо человечества». – Днепропетровск, 2009 – С. 17.
3. Алпатов А.П. Использование конечномерных расчетных схем для исследования динамики космических аппаратов с протяженными упругими элементами конструкции / А. П. Алпатов, П. А. Белоножко, П. П. Белоножко, А. А. Фоков // Тезисы докладов Шестого Международного Аэрокосмического Конгресса IAC'09. – Москва, 2009 – С. 20 – 21.

**ПРИМЕНЕНИЕ ВЕЙВЛЕТ-ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ  
ОЦЕНИВАНИЯ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБЪЕКТОВ  
ИСПЫТАНИЙ НА АКТИВНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ**

*Кучерявенко Д.С.*

*Военная академия Ракетных войск стратегического назначения*

*им. Петра Великого*

*Беневольский С.В.*

*Московский государственный технический университет*

*им. Н.Э. Баумана*

*[d\\_kucheryavenko@mail.ru](mailto:d_kucheryavenko@mail.ru)*

Под летно-техническими характеристиками понимается комплекс основных показателей, которые имеет объект испытаний и его системы в различных условиях полета на всех участках траектории и которые позволяют на основе определенной системы критериев оценить способность объекта испытаний решать поставленные задачи целевого применения.

Возможность достижения предельных дальностей полета объекта испытаний оценивается по результатам анализа энергетических характеристик маршевых ступеней (носителя) и ДУ ГЧ. Анализ возмущающих факторов, учитываемых при определении энергетических характеристик позволяет выделить перечень ЛТХ, которые необходимо оценивать по экспериментальным данным: удельный импульс тяги ДУ, коэффициент силы аэродинамического сопротивления, секундный весовой расход топлива. Однако выполнить прямые измерения данных ЛТХ, не представляется возможным, поэтому возникает необходимость решения задачи идентификации объекта испытаний как динамической системы, представляющей собой математический образ (математическую модель) движения ЛА на баллистической трассе.

Однако оценки, полученные различными методами, при наличии «загрязненных» измерений (наличии выбросов в результатах измерений) оказываются неточными. Даже небольшое число сильно отличающихся от основной части измерений может существенно сместить оценки ЛТХ в сторону «выброшенных» точек. Для исключения указанного недостатка целесообразно использовать методы предварительной обработки результатов измерений.

Существует множество методов фильтрации результатов измерений, которые основаны на использовании аппарата математической статистики, а также на преобразовании Фурье. Однако данные методы обладают рядом ограничений и недостатков, ограничивающих область их практического применения.

В настоящее время для решения задачи фильтрации и отбраковки результатов измерений все большее применение находит аппарат вейвлет-анализа. Основное его преимущество заключается в объединении методов отбраковки аномальных измерений, фильтрации и сжатия данных, а также в возможности выявления локальных особенностей исследуемой информации и прогнозирования аварийных и нештатных ситуаций. В докладе предложен автоматизированный алгоритм обработки результатов измерений с использованием вейвлет-технологий. В качестве материнского вейвлета используются вейвлеты, построенные на использовании производных функции Гаусса, так как она имеет наилучшие показатели как во временной, так и в частотной областях. Для получения оптимального разложения предложено использовать критерий, основанный на вычислении энтропии сигнала.

В качестве пороговой фильтрации предполагается использовать трешолдинг Видаковича, обеспечивающий наибольшее соотношение сигнал/шум. На основе критерия Стейна несмещенной оценки риска определяются оптимальные значения пороговой фильтрации.

Ожидаемый эффект – повышение точности оценок основных летно-технических характеристик объекта испытаний на основе решения задачи идентификации.

#### **МОДЕЛИРОВАНИЕ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ**

*А.П. Лебедь, С.О. Бердник*

*Днепропетровский национальный университет, Украина*

*[bsoberdnik@mail.ru](mailto:bsoberdnik@mail.ru)*

Инструментальные погрешности гиросtabilизированных платформ СУ РКН, влияющие на точность наведения, обусловили разработку бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). Усложняются алгоритмы наведения, решаемые бортовым компьютером. Вводится блок датчиков угловой скорости объекта, информация которых используется для учета влияния переносных ускорений при определении кажущегося ускорения центра масс объекта по относительному движению акселерометров в проекциях на оси связанной системы координат. Проводится математическое моделирование инерциальной системы координат вычислением матрицы перехода от связанной системы координат к инерциальной по параметрам ориентации объекта в пространстве.

Проведено моделирование БИНС для различных моделей гравитационного поля Земли в навигационных уравнениях и для различных методов определения параметров ориентации и элементов матрицы перехода:

- по кинематическим уравнениям Эйлера,
- интегрированием скоростей элементов матрицы перехода,
- с использованием аппарата кватернионов – интегрированием скоростей параметров кватерниона поворота.

Интегрируется система дифференциальных уравнений 22 порядка, решается задача инерциальной навигации и задача инерциальной ориентации.

Выходные параметры - составляющие радиус-вектор и вектора скорости центра масс в инерциальной системе координат и параметры ориентации объекта - углы крена, рыскания, тангажа. Проводится сравнительный анализ результатов расчета для различных моделей гравитационного поля Земли и методов определения матрицы перехода.

Рассматривается постановка перспективных интегрированных навигационных систем – БИНС, корректируемых спутниковыми навигационными системами, СНС.

#### **УПРАВЛЯЮЩИЕ МАХОВИКИ В КАЧЕСТВЕ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ОТКАЗЕ ДАТЧИКА УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ**

***В.Л. Лисицын, Р.О. Русаков***  
***ОАО «ВПК «НПО Машиностроения»***

Чувствительные элементы системы ориентации и стабилизации (СОС) космического аппарата (КА), как и любой другой прибор не застрахованы от сбоев и выхода из строя. При возникновении такой нештатной ситуации в системе управления КА должны быть предусмотрены соответствующие алгоритмические средства. Такие средства, реализованные в бортовой вычислительной машине (БВМ), восполняют возникший в системе недостаток информации на основе данных с работоспособных датчиков.

В качестве чувствительных элементов в составе СОС КА часто используется сочетание таких приборов, как датчик угловой скорости (ДУС) и звездный датчик (ЗД). На выход ДУС поступают абсолютные угловые скорости в проекциях на приборные оси.



В докладе рассмотрена ситуация выхода из строя ДУС и предложено решение в виде методики, обеспечивающей компенсацию отсутствия информации в БВМ об угловой скорости КА. В предлагаемой методике используются показания ЗД и данные о скорости вращения управляющих двигателей-маховиков, поступающие в БВМ с тахометров. На основе решения уравнения Пуассона составлен алгоритм вычисления угловой скорости КА по данным ЗД. При этом предполагается, что спутник перед отказом ДУС был стабилизирован относительно опорной (орбитальной) системы координат и вращается с малой скоростью.

Запаздывание и низкая частота поступления в БВМ информации со ЗД (1 раз в 3 сек) приводят к появлению систематических ошибок  $\Delta\omega$  в вычисленной угловой скорости. Данная ошибка устраняется путем интегрирования на борту динамических уравнений вращательного движения КА в промежутке между измерениями ЗД. Для получения адекватных результатов интегрирования в правые части уравнений включены управляющие моменты от двигателей-маховиков (ДМ), действующие на КА. Управляющие моменты ДМ рассчитываются по информации о их скорости вращения  $\Omega_i$ , поступающей в БВМ с тахометров. Влияние неучтенных факторов на определение угловой скорости КА компенсируется периодической коррекцией ( $\Delta t = 3 \text{ сек}$ ) начальных условий по информации со звездного датчика.

**МОДЕЛЬ СТАТИЧЕСКОЙ СИТУАЦИИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПРИ  
ОБЕСПЕЧЕНИИ БЕЗОПАСНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ  
ПОЛЕТОМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

***М.М. Матюшин***

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

***[matushin@scsc.ru](mailto:matushin@scsc.ru)***

Поддержание высокого уровня безопасности управления является одним из наиболее важных требований к процессу организации, планирования и реализации управления полета космического аппарата (КА) на этапе летно-космических испытаний (ЛКИ) и эксплуатации. Обеспечение высокого уровня безопасности КА закладывается и претворяется в жизнь на этапах проектирования и изготовления космического аппарата и контура управления КА в целом. Проектные и конструктивные решения, принятые на этих этапах, закладываются в конструкцию КА и наземных средств

и, при их успешной реализации, позволяют говорить о соответствии КА требованиям безопасности.

На этапе ЛКИ и эксплуатации безопасность управления полетом КА во многом зависит от способности оперативного контура управлять космическим аппаратом таким образом, чтобы неблагоприятные события или опасности, возникающие по причине проявления внешних и внутренних возмущающих факторов, не превышали допустимого уровня – уровня безопасности. Подобная способность оперативного контура в значительной мере обуславливается принятием оптимальных (близких к оптимальным) решений в процессе его подготовке к работе и самой работы.

Для процессов принятия оперативных решений, что в полной мере характерно для оперативного контура управления полетом КА, характерны: ограниченный резерв времени, высокий динамизм протекающих процессов и высокий уровень неопределенности ситуации управления, что особенно характерно для этапа ЛКИ. Все это накладывает требования высокой безошибочности и качества, а также своевременности принимаемых решений, тем самым ставя лицо принимающее решение в достаточно жесткие условия. В тоже время стоимость КА достаточно высока, например стоимость Международной космической станции оценивается более 35 млрд. долларов, а значит и стоимость последствий, в случае неверно принятых решений, тоже весьма значительна.

Процесс принятия решения осложняется тем, что варианты решений, касающихся обеспечения безопасности полета КА, необходимо оценивать сразу по нескольким показателям и в условиях неопределенности, связанной с неустранимой неполнотой информации, возникающей из-за ограничений возможности системы управления полетом КА по сбору информации и ограничений использования дополнительных ресурсов для увеличения количества информации.

Для снижения напряженности работы, а значит и риска принятия неверных решений и повышения эффективности процесса принятия решения в реальном времени необходимо, чтобы в процессе принятия решений ЛПР использовал результаты, полученные на основе применения объективных методов и формальных моделей.

В докладе рассматривается один из подходов к формализации задач принятия решений по обеспечению безопасности полета КА при оперативном управлении, основанном на теории многокритериальных задач при неопределенности. Разрабатывается статическая модель принятия решений в процессе управления полетом КА в условиях неопределенно-

сти. Рассматриваются модели показателей безопасности. Приводится пример построения оценочной функции безопасности.

**НОВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПО РЕАЛИЗАЦИИ ЭКСПЕРИМЕНТОВ НА БОРТУ  
РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МЕЖДУНАРОДНОЙ  
КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ**

*Е.И. Жук, О.Н. Волков*

*РКК «Энергия» им. С.П. Королёва*

[eugeny.juk@sfoc.ru](mailto:eugeny.juk@sfoc.ru)

С 29 мая 2009 г. борту Международной космической станции (МКС) на постоянной основе начали функционировать сразу шесть членов экипажа.

На российском сегменте МКС в настоящее время на постоянной основе функционируют двое российских космонавтов, а в первой половине года и далее на станции будут постоянно находиться трое российских космонавтов.

В настоящее время для шести членов экипажа на МКС введено так называемое сегментное планирование. Роскосмос отвечает за обслуживание российского сегмента, НАСА отвечает за обслуживание американского сегмента. Время на операции с полезной нагрузкой не распределяется между НАСА и Роскосмосом 50% на 50%, как это было для девятнадцати первых основных экспедиций на МКС, а будет определяться для каждого сегмента самостоятельно. Таким образом, каждый из международных партнеров имеет возможность продемонстрировать свою эффективность в управлении своего сегмента и своей научной программы.

Авторы проанализировали существующую схему реализации НПИ на борту РС МКС и предложили методы, направленные на повышение эффективности научных исследований. Наиболее важным является необходимость повышения приоритетности проведения научных исследований при планировании операций на борту РС МКС.

В рамках модернизируемой системы планирования предложено разработать модуль анализа результатов планирования научных экспериментов, который позволит проводить планирование экспериментов на основании оперативно полученных результатов научных исследований и оперативно менять приоритеты экспериментов в зависимости от полученных результатов.

Будут существенно увеличена роль постановщиков экспериментов в процессе реализации программы НПИ с использованием усовершенствованной схемы оперативного предоставления постановщикам КЭ результатов эксперимента в ходе их проведения и получения от них оперативных заключений о проведении каждой сессии эксперимента. Предложения по модернизации зала ПН в ЦУП-М также направлено на повышение роли постановщиков экспериментов в процессе планирования, методического обеспечения, ведения переговоров с экипажем и оперативного анализа результатов исследований. Результаты выполнения предшествующих научных программ в реальных космических полетах, в том числе в рамках коммерческих международных программ, показали, что факторы подготовки космонавтов, оперативного взаимодействия наземных служб и космонавтов непосредственно в период проведения КЭ оказывает значительное влияние на эффективность проводимых работ.

В условиях длительного полета весьма актуальными становятся вопросы восстановления навыков экипажей пилотируемых орбитальных станций по работе с научной аппаратурой и проведение бортовых тренировок по КЭ для качественного выполнения научных программ и исследований.

Авторами предлагается использовать виртуальные интерактивные 3D-руководства для визуальной интерпретации работы с оборудованием с возможностью моделирования и имитации технологических, биотехнологических процессов, нештатных ситуаций по работе с научной аппаратурой, различных регламентных технических работ, как экипажем, так и специалистами ГОГУ.

На пилотируемой станции космонавт является ключевым звеном управления как научной программой так и РС МКС в целом, поэтому от его и поэтому улучшению подготовки космонавтов по программе научных экспериментов также уделяется особое внимание в данной работе.

Роль космонавтов, уже побывавших в космосе особенно на МКС и которые собираются лететь в космос второй и более раз должна быть существенно увеличена. Для таких космонавтов должна разрабатываться специальная программа проведения научных исследований, исходя из индивидуальных уникальных операторских навыков опытных космонавтов.

**СОЗДАНИЕ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПЛАНИРОВАНИЯ  
РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МЕЖДУНАРОДНОЙ  
КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ**

**А.М. Беляев**

**РКК «Энергия» им. С.П. Королёва**

[rpt@sfoc.ru](mailto:rpt@sfoc.ru)

Основными вопросами, обсуждаемыми в работе, являются следующие:

- Рассмотрение процесса планирования, а также экспертная оценка существующей автоматизированной системы планирования показывают:

- ряд функций существующего процесса, не автоматизировано, при этом рассматриваемые функции легко формализуемы, и их автоматизация существенно упростит и повысит надежность работы специалистов вовлеченных в процесс планирования;

- необходимость создания новой структуры и алгоритмов автоматизированной системы планирования РС МКС.

- Создание автоматизированной системы планирования предусматривает:

- автоматизация, таких функций процесса планирования как: подсчет планируемых затрат времени экипажа в процессе планирования, планирование комплекса операций для обеспечения сложных работ на МКС, сравнительный анализ планов разного уровня, применение исходных данных планирования и т.д.;

- создание новой автоматизированной системы планирования в части программного обеспечения позволит существенно улучшить в сравнении с существующей системой следующие компоненты: интерфейс пользователя, структуру базы данных операций, алгоритмы формирования файлов обмена с международными партнерами, модули анализа реализуемости программы полета и т.д.;

- Разработка новой автоматизированной системы планирования позволит устранить выявленные недостатки и повысить оперативность и качество планирования операций на борту РС МКС.

---