

## Секция 18

**Автоматические космические аппараты для  
планетных и астрофизических исследований.  
Проектирование, конструкция,  
испытания и расчет**

**ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК АВТОМАТИЧЕСКОГО КОСМИЧЕСКОГО  
АППАРАТА «МАРС-ГРУНТ» С УПРАВЛЯЕМЫМ  
АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ КАЧЕСТВОМ ДЛЯ ДОСТАВКИ  
ОБРАЗЦОВ ГРУНТА МАРСА НА ЗЕМЛЮ**

*К.М.Пичхадзе, А.А.Мошнеев, Я.Г.Подобедов, Н.И.Довгенко  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)*

Основной и главной задачей исследования планеты Марс является вопрос о возможном присутствии простейших форм жизни на поверхности планеты. Для ответа на этот вопрос необходимо проведение подробного анализа проб грунта в различных местах поверхности планеты. Выполнение этой операции возможно, как с помощью мобильных средств исследования планеты – марсоходов, так и путем проведения детального анализа отобранных образцов в наземных лабораториях. Для этого необходимо осуществить доставку образцов грунта Марса на Землю.

Рассматриваемая задача решается созданием и запуском автоматического КА «Марс-Грунт». Реализуемый в настоящее время проект «Фобос-Грунт» позволяет создать научно-технический задел и предпосылки для осуществления еще более сложного и значимого проекта «Марс-Грунт».

В качестве технической «изюминки» в рамках этого проекта предлагается создание КА с управляемым аэродинамическим торможением в атмосфере Марса. Эффективность подобного технического решения была показана еще в 80-е – 90-е годы прошлого века, однако до настоящего времени оно не реализовано. Способ управляемого аэродинамического торможения в атмосфере Марса без существенных изменений в конструкциях КА был опробован в 1997 и 2001 гг. американцами в экспедициях «Mars Global Servеyор» и «Mars 2001 Odyssey».

В НПО им. С.А. Лавочкина в рамках НИР «Эллада» проведены исследования по выбору и определению проектного облика КА, специально рассчитанного на управляемое аэродинамическое торможение в атмосфере Марса. Несмотря на то, что этот аппарат является качественно отличающимся от предшествующих КА – «Марс-96», «Фобос-Грунт» и др., одним из основных требований при его разработке является высокая приемственность проекта «Фобос-Грунт».

### **ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПЛАНЕТ-ГИГАНТОВ И МАЛЫХ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ**

*К.М.Пичхадзе, А.А.Мошнев, Я.Г.Подобедов,*

*Н.И.Довгенко, О.В.Гальцева*

*(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)*

Несмотря на значительные успехи в исследовании планет-гигантов и их спутников такими американскими КА как: «Pioneer», «Voyager-1, 2», «Gallileo», «Cassini», задача изучения дальних планет и малых тел Солнечной системы продолжает оставаться актуальной и представляет большой научный интерес. Отдельным аспектом является экспедиция в пояс Койпера, прототипом которой служит КА «New Horizons», проектируемый НАСА и JPL.

В докладе показана возможность реализации отечественной экспедиции в пояс Койпера на базе модернизированного многоцелевого перелетного модуля, разработанного в НПО им. С.А. Лавочкина под проект «Фобос-Грунт». Модернизация бортовых систем перелетного модуля должна происходить исходя из анализа зарубежных КА-прототипов: «Cassini», «Dawn», «New Horizons» и др.

Аналогичным образом, используя многоцелевой перелетный модуль, могут быть построены экспедиции к планетам-гигантам и малым телам Солнечной системы.

В НПО им. С.А.Лавочкина был проведен предварительный анализ проектируемых в настоящее время отечественных перспективных средств исследования планет-гигантов, их спутников, астероидов, комет и удаленных объектов пояса Койпера, произведена оценка массовых характеристик, внешнего облика, компоновки, баллистических задач, схем спуска и посадки.

Сформирован облик отечественных экспедиций «Европа-пенетратор», «Астероид-грунт», «Комета-грунт», а также модернизированного многоцелевого перелетного модуля, предназначенного для полета к Урану, Нептуну, Плутону и в пояс Койпера.

Предлагаемые к реализации экспедиции «Европа-пенетратор», «Астероид-грунт», «Комета-грунт», а также экспедиция в пояс Койпера имеют особо важное значение для поднятия уровня мирового приоритета российской науки, так как в России до настоящего времени не было осуществлено ни одного пуска космического аппарата к планетам-гигантам и астероидам.

### **ТРЕБОВАНИЯ К ПРОЕКТНОМУ ОБЛИКУ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАЛОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ АСТРОФИЗИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ**

*К.М.Пичхадзе, В.В.Ефанов, Я.Г.Подобедов, М.И.Александров  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)*

Создание малогабаритных космических аппаратов, специально предназначенных для проведения астрономических наблюдений, позволяет наиболее эффективно использовать сложные современные комплексы научной аппаратуры. На борту таких аппаратов можно устанавливать несколько высококачественных телескопов, работающих в смежных диапазонах. Это обеспечивает получение полной картины явлений, происходящих в космических источниках.

Специализированные спутники-обсерватории дают возможность выполнять регулярные длительные наблюдения в течение нескольких лет со значительно большей эффективностью, чем на наземных обсерваториях, где наблюдения зависят от влияния погодных условий и ограничений видимости источников.

Особые требования предъявляются к формированию рабочей орбиты космической обсерватории. Она должна обеспечивать возможность проведения научных измерений свыше 90 % времени вне тени Земли и ее радиационных поясов. Это исключает вредное влияние заряженных частиц и сильного свечения геокороны на спектральные измерения

К бортовым и служебным системам КА предъявляется комплекс требований, согласно которому они должны обеспечивать автономный и автоматизированный режимы работы бортовой аппаратуры, управляемое движение КА относительно его центра масс и стабилизацию в заданных положениях, энергоснабжение и тепловой режим на борту, а также двустороннюю радиосвязь с Землей для точного определения параметров орбиты, передачи научной и служебной телеметрической информации, приема и реализации команд с наземных пунктов управления.

В НПО им.С.А.Лавочкина в результате проведенных проектно-поисковых работ, в частности, НИР «Целеста-2», «Целеста-2005-Л» раз-

работан ряд малогабаритных астрофизических спутниковых платформ среднего и малого класса, способных нести различные целевые, главным образом астрофизические полезные нагрузки. Сформирован облик малогабаритных КА, выводимых различными типами конверсионных ракет-носителей лёгкого класса – «Днепр», «Волна», «Стрела».

### О ТЕХНОЛОГИЧЕСКОМ ОБЛИКЕ ОДНОГО ИЗ СПОСОБОВ УСТРАНЕНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ УГРОЗЫ

*В.И.Лощенков, В.Г.Поль, К.Г.Суханов*

*(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)*

Рассматриваются технологические аспекты предотвращения встречи астероида с землей и потенциальные рамочные характеристики средств активного противодействия космической угрозе.

Даются оценки динамики и кинематики схемы увода астероида с поражающей траектории способом создания приращения скорости импульсом силы, обеспечивающее увод угрожающего объекта от столкновения.

Для астероида приняты ориентировочные характеристики: диаметр  $\sim 100-200$  м, масса  $\sim 1 \cdot (10^9-10^{10})$  кг, звездная величина на расстоянии АЕ  $\sim 22-23$ , относительная скорость встречи  $\sim 15$  км/с, гарантированный промах относительно центра Земли – не менее 15000 км, орбита астероида – слабо наклоненная, типа земной с периодом 1-1.5 года. Эти характеристики согласованы с рекомендациями АІАА.

Рассмотрены два сценария, существенно отличающиеся по резерву времени, остающегося для принятия необходимых мер. В первом случае предполагается, что угрожающий объект обнаружен всего за несколько месяцев до заведомого столкновения с Землей. Во втором случае считается, что такое событие будет иметь место через несколько лет или более.

В первом случае требуемый импульс увода астероида настолько велик, что ведет к выводу о бесперспективности создания обычных средств. Оценки для второго сценария, наоборот, стимулируют определение облика реализации схем увода с использованием предполагаемых космических средств уровня 2010-2030 гг.

Оценены рамочные характеристики возможных средств создания импульса увода астероида и режимы их работы. Показана возможность устранения столкновения при условии реализации непрерывной тяги порядка сотен грамм-силы в течение года. Обсуждаются реализуемость технических средств создания такой тяги (использование солнечного паруса, двигателей малой тяги и т.п.).

Приводится обзор комплексных проблем, подлежащих решению при практической реализации рассматриваемых мероприятий устранения космической угрозы. Дается их разделение на три основные раздела: достоверное и заблаговременное (5-10лет) определение космической угрозы, технические средства, десантируемые на астероид для реализации импульса увода, средства их доставки на астероид. Предлагается распределение приоритетов отдельным разделам.

### **ОБ ОДНОЙ КОНЦЕПЦИИ БЕЗИМПУЛЬСНОГО СПУСКА ГРУЗОВЫХ КОНТЕЙНЕРОВ С МКС**

*К.М.Пичхадзе, В.С.Финченко, А.А.Иванков  
(ФГУП НПО им.С.А.Лавочкина)*

Функционирование на орбите ИСЗ сложных космических (обитаемых) объектов, таких как Международная космическая станция (МКС), нуждается в мобильной и надежной связи с Землей. Применение для этих целей, как правило, сложных посадочных конструкций, оснащенных системами управления, торможения, терморегулирования сопряжено с большими затратами. Поэтому актуальным является предлагаемый в статье подход, связанный с дешевым и надежным способом доставки грузов с МКС.

Рассматривается аэротермодинамика спускаемого контейнера (СК) для доставки грузов с МКС. Исследуется безимпульсный аэродинамический способ торможения СК в атмосфере Земли. Эффективное аэроторможение достигается за счет увеличения размера СК после отделения его от МКС с использованием надувного тормозного устройства (НТУ). Конструктивно НТУ представляет собой газонепроницаемую термостойкую оболочку, которая после надува газом вместе с СК принимает заданную сферическую форму.

По разработанной программе на ПЭВМ (в стандарте Фортран 95) проведена серия аэротермодинамических расчетов спуска СК при вариации в широких пределах массы СК и размеров НТУ. Расчетами определена реальная возможность предлагаемого способа спуска грузов с МКС. Установлено, что путем выбора соответствующих значений массы и размера НТУ, можно обеспечить оптимальный уровень теплового нагружения оболочки, при котором ее температура в процессе спуска не превышает температуры разрушения материала.

Рассматривается два способа реализации спуска СК. В первом варианте НТУ сохраняет сферическую форму от момента отделения от МКС вплоть до посадки СК на поверхность Земли. Во втором - НТУ используется только для аэроторможения в верхних слоях атмосферы. При достижении плотных слоев атмосферы оболочка НТУ разрушается,

а последующее аэроторможение обеспечивается заданной аэродинамической формой, например, сферической или сегментально- конической.

На основе численного моделирования различных схем спуска рассматривается методика проведения летного эксперимента по безимпульсному спуску с орбиты спускаемого контейнера с использованием НТУ.

Предложены конкретные схемы и порядок организации летного эксперимента.

**ОБ ОДНОМ МЕТОДЕ РАСЧЕТА ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА  
МНОГОСЛОЙНОГО ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ  
СПУСКАЕМОГО АППАРАТА С УЧЕТОМ УНОСА МАССЫ  
ВНЕШНИХ И ВНУТРЕННИХ СЛОЕВ**

*А.А.Иванков*

*(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)*

Развитие космической техники приводит к разработке новых эффективных средств доставки с орбиты ИСЗ людей, грузов и оборудования. К числу таких средств относятся надувные тормозные устройства (НТУ). Основным элементом конструкции НТУ является газонепроницаемая оболочка, которая перед спуском в атмосфере планеты наполняется газом и принимает форму, необходимую для активного торможения. В связи с этим актуальным является развитие численных методов, позволяющих проводить выбор и оптимизацию тепловой защиты оболочки НТУ (как правило, многослойной, состоящей из разнородных материалов) работоспособной при спуске в атмосфере планеты.

Обычно теплозащита лобовой поверхности аппарата строится по традиционной схеме: снаружи – внешний уносимый слой, затем слой теплоизолирующего материала, а далее конструкция аппарата. Унос материала при этом происходит с внешней поверхности, блокируя приток тепла к конструкции.

Другая ситуация реализуется для гибкой теплозащиты НТУ. Здесь впервые в практике аэротермодинамических расчетов возникает проблема уноса внутренних слоев ТЗП, когда внешние слои покрытия прогреваются до температуры, превышающей температуру разрушения внутренних слоев. В этом случае разрушение материала происходит не только с внешней поверхности, но также и внутри области решения задачи.

В данной работе представлены: метод расчета теплового режима оболочки НТУ с учетом одновременного уноса массы теплозащитного

материала как наружных, так и внутренних слоев покрытия и две модели разрушения многослойного ТЗП – «точная» и «упрощенная».

Определение прогрева многослойной стенки проводится на основе численного решения нестационарного уравнения теплопроводности с использованием неявной консервативной однородной разностной схемы. Рассматривается вычислительный алгоритм и программа расчета, по которой для заданной траектории входа в атмосферу Земли определены прогрев и унос гибкой теплозащиты конкретного варианта НТУ. Проводится сравнение полей температуры и уноса массы, рассчитанных по двум моделям ТЗП. Показано, что при рассмотренных условиях входа упрощенная модель приводит к завышению уноса ТЗП (примерно на 6-8%) по сравнению с точной моделью.

**КОСМИЧЕСКИЙ ЭКСПЕРИМЕНТ «ИССЛЕДОВАНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ МАТЕРИАЛОВ НА ТРЕНИЕ И ИЗНОС В ОТКРЫТОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ И НАЗЕМНЫХ ЛАБОРАТОРИЯХ»**

*М.А.Броновец*

*(Институт проблем механики РАН)*

*В.М.Ярош, В.Н.Соколов, В.М.Цвелёв-ВМ, Н.А.Маркачёв Н.А.  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)*

Космический эксперимент «Исследование перспективных для космической техники материалов на трение и износ в открытом космическом пространстве и наземных лабораториях» планируется провести на Международной космической станции.

Целью выполнения ОКР:

- Установление влияния факторов космического пространства на коэффициенты трения и механизмы изнашивания антифрикционных и износостойких материалов.
- Определение адекватности характеристик трения и изнашивания идентичных материалов по результатам их испытаний в условиях воздействия ФКП и наземных лабораториях.
- Определение триботехнических характеристик новых антифрикционных материалов и покрытий; создание базы данных по материалам триботехнического назначения для перспективной космической техники.

Для достижения этих целей планируется произвести:

1. Классификацию материалов триботехнического назначения, отбор материалов для наземных и лётных испытаний.

2. Создать методики прогнозирования длительной работоспособности материалов в подшипниках скольжения и качения, а также зубчатых передачах на основе кратковременных испытаний.
3. Создать научную аппаратуру для проведения испытаний на трение и износ в открытом космическом пространстве на борту Международной космической станции.
4. Изучить влияние факторов космического пространства на трение и износ материалов различных видов.
5. Исследовать адекватности испытаний в наземных вакуумных камерах и в открытом космическом пространстве.
6. Прогнозировать работоспособность узлов трения на основе наземных и лётных испытаний на 15 лет.
7. Создать базу данных по материалам триботехнического назначения для перспективной космической техники.

В НПО им. С.А. Лавочкина ранее проводились исследования трения в открытом космическом пространстве на орбите Луны. Для этой цели был изготовлен специальный имитатор трения, который провёл работу в течение 1,5 лет, и получил весьма ценную информацию о коэффициентах трения твёрдосмазочных покрытий. С прибором было проведено 18 сеансов связи, в которых измерялись триботехнические свойства. Была получена весьма ценная информация, которая была использована в дальнейшей разработке космической техники, в частности при создании Луноходов.

Однако в свете осуществления космического эксперимента «Материал-Трение» на МКС Лунный имитатор трения имеет ряд недостатков.

*Возможности работы на МКС в сравнении с Лунной станцией:*

1. Возврат испытанных образцов на землю. Это даёт возможность использовать самую современную научную аппаратуру для исследования физико-химических и механических свойств поверхностей, подвергавшихся трению в открытом космическом пространстве.
2. Значительно большие энергетические возможности проведения эксперимента.
3. Широкая оснащённость станции аппаратурой для измерения характеристик окружающей среды (давления, химического состава атмосферы вокруг станции и т. д.).
4. В связи с этим в создаваемой в настоящее время аппаратуре для проведения КЭ «Материал-трение» осуществляется работа узлов трения в реальном диапазоне триботехнических параметров для перспективной техники (скорости скольжения до 1,5 м/сек; удельные давления в контакте до 10000 кг/см<sup>2</sup>), предусматривается максимально возможная статистика для испытываемых материалов - на трибометре предусмотрено испытание 24 пар материалов, имеющих возможность работать незави-



симо в разных режимах параметров заданного диапазона взаимодействия; измерение с точностью до 1% сил трения, износа и температуры вблизи зоны контакта трущихся сопряжений; научная аппаратура на борту МКС будет обладать высокой долговечностью (не менее 5 лет), обеспечивая многократные испытания различных видов материалов, в том числе материалов, имеющих высокие характеристики износостойкости, например, керамических и алмазоподобных покрытий.

Требования к научной аппаратуре:

1. Включение в схемы испытаний: трения инденторов (и пальчиков) по дискам, подшипников скольжения, зубчатых передач и подшипников качения с целью получения возможностей прогнозирования работоспособности перечисленных выше узлов на 15 лет.

2. В блоках научной аппаратуры целесообразно использование высокомоментных синхронных двигателей, позволяющих обойтись без редукторов в приводах и обеспечивающих их работу по заданной программе собственной системой управления. Двигатели трибометра и блока испытаний подшипников скольжения должны обеспечивать моменты трогания с места с переменной скоростью для изучения предварительного смещения.

В современных автоматических системах, использующих управляемые перемещения исполнительного элемента, все большее применение находят бестрансмиссионные приводы прямого действия, основанные на линейных и поворотных электромагнитных модулях движения, управление которыми осуществляется компьютером. Этот тип приводов целесообразно использовать в КЭ «Материал-трение». Его особенность состоит в том, что:

- он будет иметь (например, для трибометра) ротор с установленным образцом для исследования, который, являясь одновременно подвижным элементом электромагнитной системы, без механических редукторов и преобразователей выполняет движения по заданной программе с глубоким редуцированием скорости от 0 до максимального значения, в том числе, смещение из состояния покоя с заданной скоростью;

- он снабжен цифровой системой управления и специальным программным обеспечением для реализации управления поворотной системы трибометра от компьютера с широким регулированием параметров движения, обеспечивающей наибольшие возможности привода для решения поставленных задач;

- обеспечивает требуемые прочностные, динамические, массогабаритные и технологические характеристики и параметры, предъявляемые к автоматическим системам современного уровня, работающим в открытом космосе.

Предлагаемая концепция создания привода и его систем управления позволит научной аппаратуре достичь целей, определенных техническим заданием на космический эксперимент КЭ «Материал-трение».

Создание этого класса приводов для указанного космического эксперимента открывает возможности их использования в разрабатываемых изделиях перспективной космической техники.

3. При создании систем измерений коэффициентов трения и износа целесообразно рассмотреть их разработку на базе напыляемых датчиков, имеющих сигналы до 150 мВ на 1 вольт питания.

4. Для определения силы прижатия индентора, его износа и силы трения индентора с диском целесообразно принять схему симметричного размещения трех пар измеряющих тензометрических балок с двух сторон вращающегося диска диаметром 85 мм.

Каждая тензометрическая балка, на конце которой устанавливается индентор, позволяет измерить силу прижатия индентора к вращающемуся диску, силу трения индентора о диск и, о изменению силы прижатия, совместный износ двух инденторов по времени.

Конструктивно, каждая балка должна быть выполнена в виде параллелепипеда (что обеспечивает сохранение оси инденторов перпендикулярно рабочей поверхности диска по мере их износа) сечением 8 на 12 миллиметров и длиной 26 мм. В средней части следует механическим способом изготовить концентраторы напряжений для расположения на них тензорезисторов, преобразующих деформацию балок в изменение электрического потенциала на выходе «моста Уинстона», собранного из четырех тензорезисторов. Концентраторы напряжений следует изготовить в двух взаимно перпендикулярных осях балки, что позволяет одновременно измерить как силу прижатия индентора к диску, так и силу трения индентора о диск.

Тензометрические балки следует изготовить из легированной закаленной стали 30ХГСА для обеспечения стабильности выходных электрических параметров при деформациях до 30 кг/мм<sup>2</sup> и при температурах окружающей среды от минус 150°С до плюс 150°С.

Тензорезисторы могут быть изготовлены методом литографии из константановой фольги толщиной 3 микрона на подложке из клея ВК-9 толщиной 20 - 25 микрон с базой (область расположения деформируемых элементов) 0,5 мм или выполнены вакуумным напылением монооксида самария, имеющего коэффициент преобразования в двадцать пять раз больший, чем фольговые тензорезисторы. База тензорезисторов выполненных из самария может равняться 0,3 мм. Малая база тензорезисторов позволяет уменьшить размеры всей балки и компактно разместить инденторы, не выходя за пределы вращающегося диска.

Две балки, с одинаковыми инденторами, расположенные с разных сторон диска на одном радиусе от оси вращения, образуют один измерительный комплекс, измеряющий силу прижатия инденторов к диску, силы, возникающие от трения каждого индентора о диск, и по изменению силы прижатия величину износа материала инденторов и диска, то есть, изменение расстояния между фиксированными точками инденторов.

Таким образом, каждая пара тензометрических балок, с одинаковыми исследуемыми инденторами, будет иметь три выходных электрических канала. Один канал передает информацию о силе прижатия инденторов, два других о силе трения каждого индентора. Каждый измерительный канал имеет четыре тензорезистора, соединенных в «мост», и дополнительные элементы для компенсации температурного «дрейфа нуля» и изменения модуля упругости материала балки от температуры.

Каждый измерительный канал требует для подсоединения к стабильному источнику питания и регистрирующей аппаратуре минимально четыре провода или пять проводов при наличии температурного канала.

Три пары балок конструктивно целесообразно выполнить на одном фланцевом соединении и расположить в отверстии вращающегося диска.

5. Проектируемый трибометр и блок испытаний подшипников скольжения предназначен для испытаний пар материалов с коэффициентами трения до 0,4 в пределах величин износа до 50 мк при изменении объемной температуры испытываемых материалов за счёт окружающей среды от + 142<sup>0</sup>С до - 92<sup>0</sup>С.

6. Создание научной аппаратуры должно предусматривать сменяемость испытываемых образцов на орбите. Смена испытываемых образцов и упаковка в контейнеры для возвращения отработавших образцов на землю производится космонавтом.

После проведения на борту цикла испытаний, научная аппаратура должна остаться на МКС в работоспособном состоянии для проведения последующих испытаний.

**СИНТЕЗ АЛГОРИТМОВ ОРБИТАЛЬНОЙ СЪЕМКИ  
ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТЫ СКАНИРУЮЩИМ УСТРОЙСТВОМ  
ВДОЛЬ ЗАДАННОГО НАПРАВЛЕНИЯ**

**А.В.Балиев-А.В., О.С.Майоров-О.С., И.В.Москатынцев-И.В.,  
С.Ю.Самойлов С.Ю.**

**(ФГУП НПО им.С.А.Лавочкина)**

**Секция №18, e-mail: khsn@laspace.ru**

**ВВ** докладе излагается подход к решению задачи съемки поверхности планеты по направлению близкому к заданной геодезической линии. Предлагаются алгоритмы позволяющие выполнять съемку вдоль плоской кривой получаемой в нормальном сечении планетного эллипсоида. Разработана математическая модель процесса съемки. Приводятся результаты имитационного моделирования.

Существующие методы съемки, основанные на управляемом вращении сканирующей системы вокруг трех осей, значительно расширяют возможности космических аппаратов (КА) по наблюдению поверхности планет. Если в традиционных подходах, использующих управление вращением съемочной системы вокруг оси тангажа, наблюдаемое пространство сосредоточено вдоль подспутниковой трассы, то применение трехосного сканирования позволяет выбирать для съемки практически любую область из зоны обзора КА.

Законы движения КА при трехосном сканировании, выбираются из условия оптимизации качества получаемого изображения, например, налагаются ограничения на скорость движения изображения относительно приемников излучения. Однако такой выбор закона вращения КА приводит к отклонению направления кадровой развертки изображения от первоначально заданного направления съемки. Это создает дополнительные трудности или, даже, делает невозможным размещение в одном сканером снимке протяженных объектов или группы объектов расположенных вдоль одного направления.

Предлагаемый в докладе подход позволяет проводить съемку вдоль плоских кривых получающихся в сечении эллипсоида плоскостями, например для сканирования по широте или для сканирования вдоль эллипса центрального сечения.

#### **ПРИБЛИЖЕННОЕ АНАЛИТИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ О ДВИЖЕНИИ ПЕНЕТРАТОРА**

**Д.В.Петросян, А.М.Мнацаканов**  
**(ФГУП НПО им.С.А.Лавочкина)**

Исследование движения пенетратора требует формирования специфических математических моделей с определенными допущениями. Для их формирования следует получить полную систему динамических уравнений пенетратора при его движении в атмосфере.

Для нахождения приближенного решения задачи сделаем ряд допущений:

- движение пенетратора рассматривается прямолинейным и с постоянной скоростью, что является приемлемым для проведения исследования такого движения в ограниченных рамках заводского полигона
- плотность и температура по высоте постоянные
- действия статического момента вместе с этим коэффициента продольного момента - постоянны
- исключаются из рассмотрения другие силы, моменты, вносящие лишь уточнения в картину движения пенетратора относительно центра масс.

На малых участках траектории, близких к прямолинейным, допущение о постоянстве скорости и характеристик атмосферы не приводит к заметному искажению действительной картины движения.

Рассматриваем движение пенетратора с малыми углами нутации.

Пренебрежение демпфирующими моментами и моментом от силы Магнуса оправдывается тем, что, в основном, характер движения оси пенетратора определяется внешним возмущающим моментом, стремящимся его опрокинуть. Учет других моментов вносит лишь уточнения, не изменяя, в целом, картины движения пенетратора относительно центра масс.

### **К ДИНАМИЧЕСКИМ ИСПЫТАНИЯМ ПЕНЕТРАТОРА**

**Л.В.Петросян, А.М.Мнацаканов**  
**(ФГУП НПО им.С.А.Лавочкина)**

Исследование движения пенетратора (или ему подобных приборов), осуществляющего вращение вокруг собственной оси, требует формирования специфических математических моделей с определенными допущениями, которые способствуют научно – обоснованному подходу к проведению испытаний на заводских полигонах.

Однако, например, для их формирования, следует получить, предварительно, полную систему динамических уравнений пенетратора при его движении в атмосфере.

Пенетратор в общем случае осуществляет пространственное движение, причем его продольная ось не совпадает с вектором скорости набегающего потока на центр масс.

Проблема движения пенетратора заключается в определении законов изменения углов нутации и прецессии, а также их производных в траекторной системе координат.

В целях стабилизации полета, пенетратору сообщается быстрое вращение относительно продольной оси, уподобляя его волчку, привязанному к касательной к траектории, вследствие чего появляется сила Магнуса и момент от него.

Предполагая, что вращение пенетратора будет умеренным, делаем допущение о слабом влиянии действия этой силы и момента на его движение.

Силы, действующие на пенетратор :

- Сила лобового сопротивления, действующая в скоростной системе координат.
- Нормальная сила (аналог подъемной силы)
- Сила веса
- Сила Магнуса. (пренебрегаем ею – малость влияния на процесс исследования)

- Инерционные силы

Систему уравнений математической модели движения пенетратора составляют:

- уравнения движения центра масс;
- уравнения моментов;
- уравнения для определения угловых моментов;
- уравнения для определения угловых координат.

## **КОМПЬЮТЕРНАЯ АЭРОФИЗИКА СПУСКАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**С.Т.Суржиков**

**(Институт проблем механики РАН)**

Представлена двумерная радиационно-газодинамическая модель, предназначенная для расчета аэротермодинамики космических аппаратов, входящих в плотные слои атмосфер планет. Модель основана на уравнениях движения вязкой, теплопроводной, химически неравновесной, излучающей и поглощающей сплошной среды и включает базы данных термодинамических, кинетических и радиационных свойств, что обеспечивает расчет космических аппаратов, входящих в плотные слои атмосфер планет и возвращаемых на Землю. Разработанная радиационно-газодинамическая модель ориентирована на решение задач сильного радиационно-конвективного взаимодействия, однако позволяет предсказывать характеристики поля течения не только в окрестности

лобовой поверхности космического аппарата, но также в его ближнем и дальнем следе.

Для численного интегрирования уравнений в разработанной радиационно-газодинамической модели используется метод установления. На каждом шаге по фиктивному времени последовательно интегрируются системы газодинамических уравнений (уравнение неразрывности и уравнения Навье-Стокса), уравнения диффузии химических компонент, уравнения сохранения энергии колебательных мод, система уравнений сохранения энергии и переноса селективного теплового излучения. Газодинамические уравнения интегрируются с применением AUSM-метода второго порядка точности по пространству. Уравнение сохранения энергии интегрируется неявным конечно-разностным методом второго порядка по времени и по пространству. При сильном радиационно-газодинамическом взаимодействии выполняются внутренние итерации для обеспечения вычислительной устойчивости и ускорения сходимости решения системы уравнений сохранения энергии и переноса селективного теплового излучения.

Численные результаты для трех форм космических аппаратов, предназначенных для исследования Марса, в одних и тех же точках траектории входа представлены и анализируются. Исследовалась аэротермодинамика следующих космических аппаратов:

Mars Sample Return Orbiter (MSRO), Pathfinder и сегментально-конический космический аппарат (СККА). Представлены также результаты сравнения расчетов по разработанной модели с имеющимися в литературе расчетными и экспериментальными данными для космического аппарата Pathfinder.

Рассматриваемый случай аэротермодинамики марсианского космического аппарата относится к классу слабого радиационно-газодинамического взаимодействия, поэтому необходимости в указанных внутренних итерациях, как правило, не возникало. Уравнения диффузии компонент и сохранения энергии колебательных мод также интегрируются с использованием неявного метода второго порядка точности. Поверхность космического аппарата считалась либо некаталитичной, либо абсолютно каталитичной. Расчеты поля течения в окрестности космических аппаратов выполнено на трех многоблочных расчетных сетках «С»-типа.

Радиационный нагрев поверхности космического аппарата рассчитывался с использованием метода дискретных направлений (Ray-tracing method). Все расчеты выполнялись с использованием многосеточной технологии.

Разработанная радиационно-газодинамическая модель была подвержена успешному многоуровневому тестированию. Подробный ана-

лиз современных проблем компьютерной аэрофизики и закономерностей радиационного и конвективного нагрева представлен в докладе.

**К ВОПРОСУ МЕТОДОЛОГИИ ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНЫХ  
ВАРИАНТОВ СЛУЖЕБНЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ  
АППАРАТОВ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ НА ПРИМЕРЕ  
СИСТЕМ РАЗДЕЛЕНИЯ**

**В.В.Ефанов**

**(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)**

В состав современных космических аппаратов (КА) входят служебные и научно-прикладные системы. Последние обеспечивают получение и обработку целевой информации на борту КА, а служебные системы обеспечивают функционирование аппарата и доставку информации на Землю.

В НПО им. С.А.Лавочкина проведены исследования по выбору рациональных систем разделения (СР) для КА научного назначения. Например, на КА «Вега – 1» отделение и ввод аэростатного зонда можно осуществить 17 различными детонационными, пиромеханическими, механическими и электромеханическими системами и устройствами. На стадии технического предложения возможные варианты систем между собой сравнивались по 8 основным критериям, измеряющимся в качественных, дискретных шкалах. На стадии эскизного проектирования, было выявлено 5 различных систем. Они были приняты к дальнейшей проработке. Проработка конструкции позволила получить дополнительную информацию об условиях эксплуатации и функционирования систем. Это позволило расширить круг учитываемых критериев до 14 и усовершенствовать ряд шкал до количественных, непрерывных и оставить 2 варианта для окончательной проработки и выбора наиболее рационального варианта. В результате была выбрана система разделения и ввода аэростатного зонда, состоящая из детонационных замков на эластичном взрывчатом веществе, неразрушаемых трансляторах детонации и инициирующих устройств. В полёте она подтвердила свою эффективность.

Таким образом, предлагаются в основу методологии выбора рациональных вариантов служебных систем КА при проектировании положить следующие этапы:

1. Выявление множества возможных вариантов систем;
2. Формирование множества критериев эффективности;
3. Разработка множества шкал критериев для различных стадий проектирования;
4. Оценка множества допустимых вариантов
5. Выявление эффективных вариантов систем на стадии технического предложения;



6. Получение новой информации об условиях функционирования систем на стадии эскизного проектирования, расширение комплекса учитываемых критериев и совершенствование шкал отдельных критериев с качественных, дискретных до количественных, непрерывных;

7. Оценка эффективных вариантов и выявление 1-2 рациональных вариантов;

8. Получение расширенной информации об условиях функционирования на заключительной стадии проектирования, учёт всего комплекса критериев, совершенствование шкал критериев до количественных, непрерывных;

9. Выявление наиболее рационального варианта системы;

10. Оптимизация варианта системы по отдельным критериям.

11. Следовательно, рассматриваемая задача является многокритериальной итеративной, решаемой в условиях неопределённости, с поэтапным расширением комплекса учитываемых критериев и совершенствованием шкал критериев с качественных, дискретных до количественных, непрерывных.

**СОВРЕМЕННЫЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ  
ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ МАТЕРИАЛЫ  
В СИСТЕМАХ РАЗДЕЛЕНИЯ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ  
АППАРАТОВ**

**А.А.Котомин, С.А.Душенок, А.С.Козлов,  
(Санкт-Петербургский государственный технологический  
институт (технический университет)),**

**В.В.Ефанов, В.В.Горовцов  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)**

Системы пировавтоматики аэрокосмических аппаратов на основе высокоэнергетических материалов обеспечивают мгновенное разделение элементов конструкции, разрезание электрических кабелей, отстрел парашютов, запуск приборов и т.д. Эти системы по сравнению с электронными и электромеханическими обладают большими надёжностью, стойкостью к факторам космического пространства, помехозащищённостью, сроками эксплуатации, простотой в исполнении. Применение взрывчатых веществ дополнительно обеспечивает быстродействие и синхронность работы систем, независимость от давления и температуры. Недостатками большинства известных устройств, снаряженных традиционными порошкообразными ВВ, являются высокие динамические воздействия на конструкцию аэрокосмических аппаратов и аппаратуру, негерметичность и разрушение устройств в процессе их функционирования.

Развитие систем пировавтоматики, в частности, систем разделения и расширение круга решаемых ими задач предполагает и применение новых перспективных ВВ, а также различных видов взрывчатых композиций на их основе. В докладе рассмотрены современные и перспективные ВВ и материалы, разработанные авторами методы расчета их детонационных параметров, а также методика расчета эффективности действия взрывных устройств разделения.

Успешным решением проблемы снижения динамического воздействия на летательный аппарат является использование ВВ нового типа – эластичных ВВ. Они позволяют изготавливать монолитные “мини-торные” заряды сложной конфигурации, работающие с высокой надежностью и точностью, создавать принципиально новые конструкции взрывных устройств, существенно уменьшать массу и размеры элементов и узлов и, как следствие, снижать уровень их динамического воздействия на аппараты. В последние 25 лет творческим коллективом сотрудников Санкт-Петербургского государственного технологического института и НПО им. С.А. Лавочкина на основе ЭВВ созданы и внедрены высокоэффективные неразрушаемые безосколочные системы детонационной автоматики нового поколения для аэрокосмических аппаратов.

Разработаны, испытаны и приняты в штатную эксплуатацию ЭВВ для аэрокосмической техники и разрушающиеся при функционировании устройства и системы разделения на их основе. Они обеспечивают быстрый синхронный разрыв множества механических связей, исключают выпуск продуктов взрыва из систем в аппарат и образование осколков. Разработанные системы подтвердили свою высокую эффективность и надежность в ряде отечественных и международных межпланетных космических полетов.

**УСТРАНЕНИЕ НЕРАВНОМЕРНОСТИ  
ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ ПРИЕМНИКОВ ИЗЛУЧЕНИЯ В  
КОСМИЧЕСКИХ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМАХ  
НАБЛЮДЕНИЯ В ПРОЦЕССЕ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ**

**О.С.Майоров, И.В.Москатиных, А.В.Балиев, С.Ю.Самойлов  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)**

В процессе эксплуатации космических оптико-электронных систем наблюдения возникает проблема устранения неравномерной яркости на изображении вследствие различной чувствительности элементов ПЗС-приемников.

Методика коррекции предусматривает линейное преобразование сигнала  $i$ -ого элемента ОЭП. Коэффициенты относительной калибровки должны определяться во всех режимах накопления и скорости бега

изображения. Качество полученных коэффициентов относительной калибровки оценивается по СКО сигналов, прошедших радиометрическую коррекцию с найденными коэффициентами относительной калибровки.

Задача решается в ходе предполетных радиометрических калибровок, при которых вычисляются коэффициенты относительной калибровки (аддитивных и мультипликативных) при равномерной засветке приемников излучения.

В данном случае проблема решается в ходе эксплуатации КА на орбите. При этом вычисление коэффициентов калибровки происходит по получаемым массивам видеоданных. Для проведения коррекции необходимо произвести съемку достаточно протяженной однородной поверхности (пустыня, океан и т.п.) во всех режимах накопления и скорости бега изображения. По получаемым материалам определяются средние сигналы по столбцам, матрицам, всему изображению, а также средние сигналы смежных столбцов на стыках матриц.

Данный метод позволяет проводить оперативную коррекцию яркостей изображения в процессе эксплуатации КА на орбите при любых изменениях чувствительности оптико-электронных приемников излучения.

### **ПОЛЯРИЗАТОР ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ФОБОС-ГРУНТ**

**Т.В.Камышев, В.А.Рученков  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)**

В X-диапазоне используется круговая поляризация, поэтому составной частью антенно-фидерного тракта являются поляризаторы, которые осуществляют преобразование круговых поляризаций в линейные и их разделение.

За основу конструкции был взят поляризационный селектор мостового типа. Выбранный поляризационный селектор представляет из себя квадратный волновод, разделенный по середине металлической пластиной со скосом, так что имеется три входа: 1 и 2 прямоугольные входы, а вход 3 – квадратный волновод. Вход 3 фактически является двумя входами – для вертикальной и горизонтальной поляризаций. Если рассматривать данное устройство как мост, удобнее представить его 8-миполосником, т.е. третьим и четвертым входами будем считать вертикальную и горизонтальную поляризации на квадратном входе поляризационного селектора соответственно. При таком рассмотрении можно видеть, что если мы обеспечим согласование и развязку 1 и 2-го входов, а также равное квадратурное деление мощности между входами 3 и 4

при возбуждении, например, входа 1 (2), то такое устройство будет представлять из себя мост и одновременно селектор круговых поляризацій, поскольку входы 3 и 4 пространственно совмещены и повернуты друг относительно друга на 90 градусов.

При реализации поляризационного селектора мостового типа необходимо выбрать сечение квадратного волновода таким образом, чтобы в нем не распространялись волны типа  $E_{11}$  и  $H_{11}$ . Расширение прямоугольных входов до стандартного сечения в  $x$ -диапазоне проводится с помощью дополнительных трансформаторов. Оптимизация формы скоса проводится с учетом двух требований – минимизация КСВ и обеспечение требуемой разности фаз между вертикальной и горизонтальной поляризациями.

Если рассматривать устройство со стороны квадратного входа, то КСВ для поляризации электрического поля перпендикулярной металлической пластине обеспечивается достаточно легко. Основную сложность представляет обеспечение требуемого КСВ для случая поляризации электрического поля, параллельного металлической пластине. К сожалению не удастся обеспечить одновременное выполнение условий по минимизации КСВ и обеспечению разности фаз между горизонтальной и вертикальной поляризациями в требуемой полосе частот. В первую очередь обеспечивается требование по минимизации КСВ. Необходимая разность фаз обеспечивается двумя дополнительными фазовыми компенсаторами.

В состав поляризационного селектора входит также переход с квадратного сечения на круглое, поскольку излучатель антенны выполнен на основе круглого волновода.

### **СИНТЕЗ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ПОДДЕРЖАНИЕМ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ОРБИТАЛЬНЫХ ГРУППИРОВКАХ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

***К.А.Занин  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)***

Задача поддержания геометрии орбитальной группировки напрямую связана с обеспечением требований потребителей по точностным характеристикам космической системы в процессе эксплуатации. В результате эволюции орбитальной структуры КА отклоняются от своих номинальных позиций.

В качестве примера в работе проведен анализ эволюции орбит навигационных группировок ГЛОНАСС, ГАЛИЛЕО и GPS, который показал, что наибольшие уходы взаимного положения КА возникают

между орбитальными плоскостями по аргументу широты. Моделирование проводилось на интервале функционирования системы от 1 до 5 лет с помощью численной модели, включающей высшие гармоники геопотенциала, возмущающее ускорение Луны, Солнца и давление солнечного излучения. Для восстановления геометрии орбитальной группировки требует периодическое проведение коррекций положения КА на орбите по аргументу широты, а также самой орбиты каждого КА (периода обращения, наклона, долготы восходящего узла).

Традиционно используется подход, основанный на независимом возвращении каждого космического аппарата в свое номинальное положение. В работе разработан алгоритм, позволяющий вычислять новые номинальные позиции для КА с учетом эволюции всей орбитальной группировки. Рассматривается ряд критериев оптимальности: минимум затрат рабочего тела, минимум времени коррекции группировки, минимаксные критерии. Приводятся численные результаты оценки эффективности разработанных алгоритмов на примере равномерных орбитальных структур типа правильных многогранников.

Показано что в случае использования предложенного алгоритма коррекции выигрывает по затратам энергии для восстановления орбитальной группировки по аргументу широты для всех КА может составить до 20% в случае ГЛОНАСС, до 12% в случае ГАЛЛИЛЕО и до 45 % в GPS.

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГИПОТЕЗЫ ТОНКОГО СЛОЯ ДЛЯ  
ОПРЕДЕЛЕНИЯ КИНЕМАТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ  
ДВИЖЕНИЯ АБСОЛЮТНО ТВЕРДОГО АППАРАТА  
В АКУСТИЧЕСКОЙ СРЕДЕ**

**А.Г.Горшков, С.И.Жаворонок, А.Л.Медведский, Л.Н.Рабинский  
Московский авиационный институт  
(государственный технический университет)**

Построена математическая модель динамики абсолютно твердого аппарата, находящегося в неограниченной акустической среде. Аппарат имеет массово-геометрические оси симметрии и ограничен поверхностью вращения. Динамическое поведение твердого тела описывается линеаризованными уравнениями движения.

Для определения гидродинамической нагрузки, действующей на аппарат, используется гипотеза тонкого слоя [1, 2]. Использование данной гипотезы позволяет получить выражения для вектора равнодействующей и вектора главного момента в виде сверток по времени кинематических параметров движения аппарата с переходной функцией. Построенная переходная функция зависит от местной кривизны поверхности твердого тела.

В результате задача динамики твердого тела в акустической среде сведена к системе интегро-дифференциальных уравнений с начальными условиями относительно компонент вектора скорости центра масс и угловой скорости вращения связанной системы координат.

Для интегрирования полученной начальной задачи разработан численный алгоритм интегрирования полученной системы, основанный на МКР. Разработанный алгоритм реализован в виде программного комплекса «Волна» в системе Matlab 6.5.

Приведены результаты решения ряда задач о действии слабой ударной волны, возникшей в результате подводного взрыва, на абсолютно твердое тело цилиндрической формы со сферическими законцовками.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (код проекта 04-01-08088)

### **ДИФРАКЦИЯ АКУСТИЧЕСКОЙ ВОЛНЫ ДАВЛЕНИЯ НА ЖЕСТКОЙ СПЛОШНОЙ СФЕРЕ**

**Л.Н.Рабинский**

**Московский авиационный институт  
(государственный технический университет)**

Рассматривается внешняя задача дифракции акустических волн давления для тел погруженных в безграничную сжимаемую жидкость, в которой помещен источник ударных волн.

В качестве примера изучается абсолютно жесткая сфера, контактирующая с акустической средой с заданной плотностью и скоростью звука. В начальный момент времени плоская падающая волна давления в акустической среде с давлением на фронте в виде ступенчатой функции касается сферы. Исследуется задача о нахождении полей давления в отраженной волне.

Акустическая среда описывается в рамках акустического приближения. В начальный момент времени среда находится в невозмущенном состоянии. На границе препятствия ставятся условия непротекания акустической среды. Решение для акустической среды должно быть ограниченным на бесконечности.

Суммарное давление определяется с помощью переходной функции, которая находится из соответствующей начально-краевой задачи для функции влияния. При описании оператора Лапласа в волновом уравнении используется криволинейная ортогональная система координат, связанная с поверхностью сферы

Решение начально-краевой задачи проводится с использованием интегрального преобразования Лапласа по времени и разложения иско- мой функции в ряд по присоединенным функциям Ленжандра.

Давление в отраженной волне ищется в виде двумерной свертки функции влияния и скорости падающей волны. Полученное решение в нулевом приближении соответствует гипотезе тонкого слоя.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Президента РФ НШ-1278.2003.1 и РФФИ (код проекта 04-01-08088)

### **ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОМПОЗИТНОЙ ОБОЛОЧКИ С ГЕРМЕТИЧНЫМ СЛОЕМ МИНИМАЛЬНОЙ МАССЫ**

**В.Н.Зайцев**

**Московский авиационный институт  
(государственный технический университет)**

Для создания конструкций минимальной массы при последовательном действии на нее нагрузок от нескольких расчетных случаев нагружения используются различные методы оптимизации. Процесс оптимизации конструкции сводится к поиску экстремума целевой функции (которая строится в зависимости от выбранного критерия) с учетом ограничений, которые обычно выбираются как в процессе проектирования конструкций, т.е. ограничений по общей прочности, перемещениям, общей местной и динамической устойчивости, а также конструктивных, технологических и других ограничений.

Общая задача оптимизации при этом разделяется на две задачи: Первая задача – определение конструктивно-силовой схемы в заданном объеме. Вторая задача – нахождение жесткостных параметров заданной конструктивно-силовой схемы, которые обеспечивали бы экстремум целевой функции при удовлетворении ограничений. Данная работа посвящена решению второй задачи, которая выполняется на этапе рабочего проектирования.

Бак окислителя представляет собой сложную конструкцию, состоящую из цилиндрической обечайки, сферических сегментов и конической оболочки. Радиус цилиндрической части  $R=1,95$  м. Бак нагружен внутренним давлением 0,2 Мпа, температура внутри оболочки –  $240^{\circ}\text{C}$ . Оболочка состоит из герметичного металлического слоя толщиной, слоя технической резины, слоев органопластика, получаемых путем намотки ленты на герметичную часть оболочки. Герметичный слой оболочки выполнен из алюминиевого сплава 01460. Композитная лента, выполнена из органоволокна «Армос–8» на основе ткани Т-42-76 и связующего ЭХД-МК, имеет толщину 0,8 мм и намотана под углами  $30^{\circ}$  и  $-30^{\circ}$ , число слоев равно двум.

Ставится задача оценки вклада герметизирующего металлического слоя в несущую способность силовой оболочки баковой системы, а также вклада композитных слоев в прочностные свойства оболочки. Обо-

лочка должна выдерживать заданную нагрузку и при этом быть минимального веса. Модель такой оболочки строилась на базе метода конечного элемента. Использовался многослойный плоский конечный элемент. Первый слой этого элемента состоял из изотропного металлического материала. Остальные слои представляли собой ортотропный материал. Задача решалась в пределах упругости. Был проведен статический расчет слоистой оболочки, определено ее напряженно-деформированное состояние. Параметры оболочки менялись, в частности менялась толщина металлического слоя, для соблюдения условий прочности. Анализ приведенных результатов показывает, что наиболее нагруженным является металлический слой, увеличение толщины композитных слоев не дает существенного снижения напряжений в металлическом слое. Напряжения в композитных слоях меньше предела прочности с солидным запасом. Приводится сравнение масс оболочек с различными конструктивными параметрами.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 04-01-81006 Бел2004\_а).

### **ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОПЫТА СОЗДАНИЯ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ СОЗДАНИИ ИНДИВИДУАЛЬНОГО УСТРОЙСТВА СПАСЕНИЯ**

**К.М.Пичхадзе, П.А.Пономарев, А.М.Защиринский  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)**

Несколько десятков лет на НПО им. С.А. Лавочкина при исследовании планет Солнечной системы применяются различные надувные устройства. В свое время были созданы и успешно применены: аэростатный зонд для исследования атмосферы Венеры (проект «Вега»), надувное амортизирующее устройство для посадки на Луну («Луна-9»). После этого было разработано и испытано Надувное тормозное устройство (НТУ), предназначенное для спуска зонда-пенетратора в атмосфере Марса («Марс-96»), а также устройство, предназначенное для спуска грузов с орбиты земли.

Известно, что основные преимущества НТУ по сравнению с парашютной системой заключаются в следующем: возможности использования гибкой теплозащиты, применения дополнительного раскрывающегося тормозного устройства, амортизации при посадке, простоты реализации траектории при спуске в атмосфере.

На основе опыта, полученного при создании космических аппаратов для исследования планет Солнечной системы, сегодня создается индивидуальное спасательное устройство.



Первые испытания действующего макета системы спасения были проведены в НИЦ им. Г.Н. Бабакина в 2001 г. Целью испытаний являлось экспериментальное подтверждение возможности обеспечения спасения людей из высотных зданий с помощью НТУ.

В ходе проведения испытаний были смоделированы (путем подбора массы полезной нагрузки и высоты сброса НТУ) условия работы реальной системы спасения. Одним из основных результатов данных испытаний явилось то, что с целью снижения перегрузок, которые испытывает полезная нагрузка, были применены демпфирующие разрывные элементы. Проведенные испытания послужили основой для проведения дальнейших работ по созданию системы спасения, которые в настоящее время ведутся в НПО им. С.А. Лавочкина.

### **ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНОЙ СХЕМЫ РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ»**

**В.А.Асюшкин, А.С.Бирюков, В.П.Викуненков, А.В.Зверев,**

**В.И.Калинин**

**(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)**

Разгонный блок (РБ) «Фрегат» предназначен для выведения КА на различные рабочие орбиты в составе РН «Союз-ФГ», «Союз-2», «Зенит», «Ангара», «Ариан-5». Его высокая эффективность и надежность подтверждена успешными запусками коммерческих КА различного назначения.

В настоящее время проводится модернизация РБ с целью улучшения его тактико-технических характеристик. Одним из основных показателей технического уровня РБ является коэффициент относительной конечной массы равный отношению конечной массы к начальной массе. Для модернизированного РБ конечная масса составляет 995кг, начальная масса 7400кг и коэффициент относительной конечной массы равен 0.135, что характеризует высокий уровень энергетических возможностей, превышающий аналогичные показатели отечественных и зарубежных РБ, не имеющих сбрасываемых баков. Конечная масса в значительной степени определяется массой конструкции, которая в данном случае составляет ~50% от сухой массы РБ 905кг.

Несущей конструкцией РБ является корпус блока баков маршевой двигательной установки. Он представляет собой торосферическую конфигурацию, наиболее оптимальную по массе и по компоновочной схеме. Корпус состоит из шести сферических емкостей, четыре из которых являются баками «О» и «Г», а два – отсеками, в которых размещаются приборы и оборудование. Проблема передачи значительных сосредоточенных усилий, действующих на узлы крепления полезной нагрузки к

РБ и на узлы крепления РБ к переходному отсеку решена с помощью установки силовых трубчатых балок из композиционного материала бороалюминий, проходящих внутри и соединяющих верхние и нижние узлы.

Один из приборных отсеков выполнен в негерметичном исполнении. В нем размещена аппаратура, работающая в условиях открытого космоса, а также бак ДУ системы обеспечения запуска и пять шаробаллонов системы наддува. Шаробаллоны из композиционного материала – органопластика разработаны специалистами НИИСМ МГТУ по контракту с НПО им. С.А. Лавочкина. Экономия массы одного шаробаллона – 5кг.

Для увеличения массы топлива на верхней поверхности баков установлены восемь дополнительных емкостей, которые образуют общий объем с основными баками с увеличением массы топлива на 1000 кг.

В процессе разработки РБ выполнен большой объем прочностных расчетов с использованием разработанной для этой его цели конечно-элементной модели, построенной на базе программного комплекса ANSYS. Модель адекватно отражает основные силовые элементы конструкции и позволяет рассмотреть все виды ее нагружения в процессе наземной и летной эксплуатации.

Одним из наиболее важных случаев нагружения является действие инерционных нагрузок от веса топлива, размещенного в сферических баках и составляющего существенную часть веса разгонного блока. В связи с этим проведена серия расчетов с целью выбора оптимального усиления оболочки баков в зоне их контакта с трубчатыми балками с целью обеспечения потребной прочности и жесткости конструкции.

Другой определяющий расчетный случай – действие внутреннего давления. Он является наиболее опасным для мест соединения сферических оболочек, в которых для восприятия распорных сил устанавливаются специальные силовые элементы – шпангоуты. Была также проведена серия расчетов с целью выбора наиболее рационального сечения шпангоута, обеспечивающего минимальную его массу при сохранении прочности прилегающей оболочки, зоны сварки оболочки со шпангоутом и самого шпангоута.

**ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЙ СХЕМЫ  
ПЕРЕХОДНОГО ОТСЕКА СЗБ ДЛЯ РН «СОЮЗ-2»**

**В.А.Асюшкин, А.С.Бирюков, В.П.Викуленков, Н.А.Маркачев,  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)**

Переходной отсек (ПхО) предназначен для сопряжения головного обтекателя (ГО) и головного блока (ГБ) с III ступенью РН «Союз-2».

Проведенное исследование выполнено с целью снижения массы ПхО по сравнению с массой аналогичных отсеков ранее разработанных изделий. Оптимизация проведена с учетом требований и ограничений, связанными с габаритами ПхО, способом стыковки с ГО и III ступенью РН, нагрузками, действующими от ГО и ГБ, потребными собственными частотами сборки ГО- ГБ-ПхО, обеспечением прочности существующего стыка с III ступенью РН при равномерном распределении погонных нагрузок по стыку.

Габаритные размеры ПхО: высота 987мм, диаметр по стыку с ГО 4110мм, диаметр по стыку с ГБ 2964мм.

Корпус ПхО состоит из двух агрегатов:

- конической внешней проставки (ПхО<sub>ГО</sub>) для сопряжения с ГО;
- слабоконической внутренней проставки (ПхО<sub>ГБ</sub>) для соединения с разгонным блоком.

Обе части по стыку с РН объединены общим шпангоутом, по стыку с ГО – ферменной конструкцией. Тем самым обе части представляют собой единую силовую систему, что существенно повышает прочностные и жесткостные характеристики ПхО при снижении его общей массы.

ПхО<sub>ГО</sub> и ПхО<sub>ГБ</sub> представляют собой оболочечные конструкции, подкрепленные продольным и поперечным силовым набором.

Выполнен большой объем расчетов по конечно-элементной модели всего ПхО совместно с РБ и III ступенью РН для подтверждения прочности и жесткости. В частности показано, что неравномерность распределения нагрузок по болтам стыка (110 болтов) ПхО с III ступенью РН не превышает 7%.

Проведены исследования по оптимальному выбору типа и геометрии силового набора для обеспечения прочности и устойчивости оболочек, поскольку масса оболочек и набора для данной конструкции составляет ~50% от массы корпуса.

Выполнено теоретическое и экспериментальное исследование по применению специальных ребер жесткости – зигов, которые повышают устойчивость оболочек и пластин без увеличения массы, что позволяет снизить толщину листа или (и) уменьшить количество подкрепляющих элементов. Исследования показали, что наиболее эффективно применение разносторонних зигов, так как исчерпание их несущей способности происходит не в результате продольно-поперечного изгиба, как это произошло для односторонних зигов, а путем потери устойчивости, соответствующей модели Эйлера.

Полученные результаты реализованы при разработке конструкторской документации и позволили получить массу конструкции в 310кг вместо 360кг, т.е. на 14% ниже по сравнению с конструкцией, разработанной на более ранней стадии проектирования. Снижение массы ПхО на 50кг позволяет увеличить массу полезного груза при выведении с космодрома «Байконур» на ГСО – на 11кг, при выведении на ГПО – на 17кг.

### **ПОСТРОЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОЙ ПРОГРАММЫ СЪЁМОК ДЛЯ КА ДЗЗ С ТРЁХОСНЫМ СКАНИРОВАНИЕМ**

***М.С.Бородин  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)***

Появление в последние годы космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) с трёхосным сканированием потребовало существенного пересмотра методов построения оптимальной программы съёмки. Это обусловлено основным свойством трёхосного сканирования – возможностью направления трассы сканирования по поверхности Земли по любому азимуту, что в свою очередь позволяет, как расширять число объектов наблюдения, попадающих в снимок за одно включение аппаратуры ДЗЗ, так и сокращать ограничения на ориентацию КА, обусловленные, например, запретом засветки радиаторов системы обеспечения теплового режима. Вместе с тем, для получения требуемого разрешения снимков необходимо учитывать зависимость некомпенсируемых сдвигов оптического изображения от азимута сканирования и положения снимаемого объекта относительно подспутниковой точки. Ограничениями при оптимизации программы съёмки являются параметры орбиты, условия экспонирования, а также динамические и точностные характеристики бортовой системы управления угловым движением КА, определяющие время перенацеливания КА с одного объекта наблюдения на другой и качество получаемых снимков.

Рассмотрены особенности применения традиционных критериев оценки эффективности программ и способы упрощения ограничений при решении задачи оптимизации. Приводится обзор наиболее подходящих методов оптимизации, как для реализации в наземном комплексе планирования целевой работы КА, так и для условий автономного планирования в бортовом комплексе управления КА.

### **ОРГАНИЗАЦИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ В ЦУП КА «АРКОН»**

***А.Е.Евграфов, В.И.Лощенков, А.Е.Назаров, К.Г.Суханов  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)***

Баллистическое обеспечение занимает важное место в специальном программном обеспечении (СПО) ЦУП. Баллистическая информация используется на всех этапах работы с КА у различных групп в составе ЦУП. В данной работе рассматривается организация баллистического обеспечения в ЦУП КА «Аркон», и, прежде всего, соответствующее программное обеспечение в виде комплекса программ баллистического обеспечения (КП БО).

В работе представлен состав и структура КП БО в ЦУП КА «Аркон», изложены принципы его разработки и построения. Рассмотрены основные задачи, решаемые КП БО и состав функциональных программ для их реализации. Для функциональных программ приведено описание их назначения, применяемые методы и используемые исходные данные. Особое внимание уделяется вопросам организации работы оператора с КП БО, в том числе минимизации его действий по подготовке исходных данных, обеспечению надежности проведения расчетов, наглядности представления и визуализации рассчитываемых баллистических данных.

Рассмотрено взаимодействие КП БО в рамках СПО ЦУП и представлен состав баллистической информации, используемой для обеспечения управления и планирования работ с КА, а также для проведения анализа работы его бортовых систем. Рассмотрены принципы организации обмена баллистической информацией как внутри КП БО, так и между другими элементами ЦУПа. Приведена схема взаимодействия КП БО в рамках СПО ЦУП.

В работе отмечается, что разработанный КП БО позволил решать широкий круг баллистических задач как на этапе проектирования КА «Аркон», так и для обеспечения управления и планирования работ в ЦУП на этапах ЛКИ и эксплуатации.

### **ВЛИЯНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК БОРТОВЫХ СЛУЖЕБНЫХ СИСТЕМ МАЛОГО КА НА ВЫБОР БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ ДЗЗ**

**В.И.Лощенков, В.И.Семункина  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)**

Выбор баллистического построения систем ДЗЗ, включающих в свой состав малые КА, отличается от баллистического проектирования космических систем с КА массой более 1000 кг (“больших” КА).

Для систем ДЗЗ с “большими” КА оптимизация баллистического построения проводится по критерию эффективности выполнения целевой задачи (достижение максимальной производительности, наилучшей периодичности наблюдения и т.д.). Для малых КА необходимо учиты-

вать и оптимально распределять ресурсы самого КА, например, энерго-ресурсы. Это связано, в первую очередь, с тем, что ограничения по массе малого КА, а, следовательно, и его бортовых систем, не позволяют выполнить эти системы в комплектации, обеспечивающей решение целевой задачи в любых условиях и при максимальной длительности рабочего участка.

Так использование одностепенного привода солнечных батарей влечет за собой выбор баллистического построения только на солнечно-синхронных орбитах (ССО). Кроме того, необходима определенная постановка плоскости ССО относительно Солнца, что значительно сужает диапазон, в котором может оптимизироваться баллистическое построение.

Далее показана методика выбора баллистического построения систем ДЗЗ с учетом влияния характеристик бортовых служебных систем малого КА.

#### **БОРТОВОЕ ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС КА «АРКОН»**

**А.Е.Евграфов, В.И.Лощенков, А.Е.Назаров  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)**

Для обеспечения функционирования бортовых систем КА ДЗЗ, а также для осуществления отработки рабочей программы съемки важное значение имеет точное знание на борту текущих значений координат его положения и проекций его скоростей. При этом особое значение точность расчета текущего вектора КА приобретает в условиях требований обеспечения высокоточного наведения его спецаппаратуры. Именно такие требования предъявлялись к КА «Аркин».

В данной работе представлена схема построения наземных и бортовых алгоритмов, предназначенных для прогнозирования и расчета текущих значений параметров движения на борту КА «Аркин». В качестве параметров, определяющих движение центра масс КА, бортовые алгоритмы используют координаты положения и составляющие вектора скорости КА.

Определение этих кинематических параметров движения КА должно осуществляться на каждом такте работы УИВК. При ограниченных ресурсах УИВК важное значение приобретает разрешение противоречия между требованиями обеспечения бортовыми алгоритмами высокой точности и быстродействия.

Решение этой проблемы была осуществлено реализацией определенной схемы распределения задач между бортовыми и наземными алгоритмами и использованием соответствующих методов аппроксимации и видов аппроксимирующих функций.

В работе представлены в виде графиков результаты расчета ошибки аппроксимации для различных интервалов автономной работы КА. Приведены результаты фактической ошибки бортового прогнозирования полученные по данным ТМИ для реальных интервалов работы КА «Аркон», а также представлен состав используемой бортовыми алгоритмами.

### **СЕЛЕКТОР ПОЛЯРИЗАЦИЙ НА ОСНОВЕ ДВУХ СООСНЫХ КОАКСИАЛОВ ДЛЯ ТРЕХ ДИАПАЗОНОВ ДЛЯ СИСТЕМЫ ДАЛЬНЕЙ КОСМИЧЕСКОЙ СВЯЗИ**

***В.А.Рученков, Т.В.Камышев  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)***

Для минимизации массы и габаритов антенной системы на борту космических аппаратов необходимо использовать общую зеркальную антенну для трех каналов связи. В связи с этим возникает необходимость создания соответствующего облучателя и селектора каналов для круговых поляризаций.

Излагаются результаты разработки ненастраиваемого трехдиапазонного поляризационного селектора (частоты  $f_1$ ,  $f_2 = 1,15 * f_1$  и  $f_3 = 2 * f_1$ ) с уровнем коэффициента эллиптичности 0,7-0,8 и КСВ < 1,25. В селекторе используются коаксиалы с волной  $H_{11}$  и новые технические решения при формировании входного частотного диплексера, поляризаторов и переходов коаксиал-волновод.

Трех диапазонный селектор (частоты  $f_1$ ,  $f_2$  и  $f_3$ ) сопрягается с рупорным излучателем каналов  $f_1$ ,  $f_2$  и излучателем канала  $f_3$ . В селекторе поляризаторы komponуются на основе двух соосных коаксиалов, диаметры которых выбираются таким образом, чтобы в них распространялись только коксиальная волна и  $H_{11}$ .

Во внутренний коаксиал поступает только волна частоты  $f_3$ , для частот  $f_1$  и  $f_2$  волна типа  $H_{11}$  внутри коаксиала не распространяется. Во внешнем коаксиале для отсечения частоты  $f_3$  используется фильтр из 4-х расширений внешнего коаксиала.

Можно говорить о том, что совместно с излучателем, коаксиальный фильтр и внутренний коаксиал представляют из себя диплексер, благодаря которому происходит частотное разделение на 2 канала.

Частота  $f_3$  проходит по внутреннему коаксиалу, а частоты  $f_1$  и  $f_2$  по внешнему. Следует отметить, что в коаксиалах возбуждаются и распространяются волны типа  $H_{11}$ . На излучателе наличие центрального проводника при излучении волны  $H_{11}$  приводит к выравниванию диаграмм направленностей для вертикальной и горизонтальной поляризаций без использования канавок на рупоре.

В конструкции поляризатора и коаксиально-волноводный перехода для частоты  $f_3$  отсутствует селектор поляризаций, поскольку в данном канале идет сигнал только одной круговой поляризации. Поляризатор выполнен на основе пластинчатых вставок во внешнюю стенку коаксиала. По сравнению с вариантом, выполненном на основе квадратного волновода с диафрагмами, данный вариант более рабастен.

Для низкочастотного канала поляризатор выполнен таким же образом, как для высокочастотного. Однако в низкочастотном канале идут две поляризации, в связи с чем необходимо было включить в состав тракта селектор линейных поляризаций.

### **НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ СОГЛАСОВАНИЯ ВЫСОКОЧАСТОТНЫХ КОАКСИАЛЬНЫХ ТРАКТОВ**

**В.И.Машков,  
(ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина)**

Коаксиальные фидерные тракты различных частотных диапазонов во всём их многообразии и всей изощрённости появились на нашем предприятии в 60-х годах при переходе на космическую тематику. Основной наш приобретаемый опыт этого периода базировался на практических результатах переданных из НПО «Энергия», книге А.З. Фрадина и Е.В.Рыжкова, рабочих методичках В.Д.Старикова и наработках ОКБ МЭИ. Наглядным примером уровня этого опыта может служить бортовая фидерная система блока «Л» изделия 8К78 «Трал» с использованием «шлейф-трансформаторов», которую необходимо было согласовать в полосе частот. Такой подход позволяет получить хорошие результаты по согласованию, но требует значительных затрат по времени на выполнение настроечных работ непосредственно на КА. Кроме того, результирующая кабельная сеть по суммарной длине существенно превосходит минимальную длину прокладки за счёт припуска на выполнение трансформаторов, что заметно снижает КПД бортовой фидерной системы и увеличивает её вес. Результаты разработки практической методики настройки и её практического внедрения на всех системах разработки ОКБ МЭИ нашли своё отражение в книге В.Д.Старикова.

Вполне очевидно, что существует и иной путь. К элементам, образующим антенно-фидерную систему (АФС), заранее предъявляются очень жесткие требования по согласованию, по длинам прокладки и заданным технологическим стыкам. В этом случае все элементы, про-



шедшие ПСИ, стыкуются в схеме без дополнительной настройки. В результате КСВн (Zвх) оказывается в заданном поле допусков. При таком подходе получается явный выигрыш по весам, КПД, но процесс изготовления кабелей становится исключительно трудоёмким. Примером тому может служить АФС РЛБО разработки ОКБ МЭИ для КА «Венера-14», штатные бортовые кабели которой с заданными свойствами появились как результат отбраковки десятков образцов и многократной переделки ВЧ разъёмов.

По мере приобретения собственного практического опыта мы всё более становились приверженцами комбинированного варианта, когда «шлейф-трансформаторы» вводились в схему только для «вытаскивания» реального «неудачного» сочетания свойств входящих элементов. Примером тому могут служить АФС КА серии «Марс» и «Венера».

Однако для «Фобоса» (МРК) и «Марса-96» (МРК и АРС) применён несколько иной подход. В дециметровом диапазоне сохранена «шлейф-трансформаторная» схема (на всякий случай) вблизи места присоединения к приборам. Места же технологических стыков (физические длины ВЧ кабелей) выбраны в процессе компоновки КА таким образом, что отдельные кабели по своей длине эквивалентны на рабочих частотах четвертьволновым трансформаторам. Таким образом, сочетание хорошо настроенных, фильтров и «самокомпенсированных» кабелей позволило в результате при минимальных длинах прокладки получить хорошее согласование даже без «шлейф-трансформаторной» подстройки.

Физическую длину кабелей, кратную нечётному числу четвертей длин волн, вычислить несложно для одной рабочей частоты. Решить аналогичную задачу для двух и более рабочих частот гораздо сложнее. Для этого необходимо разработать специальное ПАО для решения систем уравнений и обучить персонал. Гораздо проще данная задача решается номографически даже без специальной подготовки, если есть номограмма и её ключ. Подобные несложные номограммы могут быть выполнены как на параллельных так на круговых шкалах.

Применительно к решению многочастотной задачи была разработано практическое номографическое устройство на круговых шкалах, макет которого демонстрируется. Как видно на макете для получения требуемых вариантов решения достаточно совместить исходные значения рабочих частот на шкалах с зонами оптимального решения.

Аналогичным образом задача решается и на параллельных шкалах. Примером тому может служить широко известная специально доработанная логарифмическая линейка.

Практическое применение разработанных номографических устройств позволило превратить схему дециметровой АФС «Фобоса» в «шлейф-трансформаторном» варианте в окончательную схему АФС для

ЛКИ без «шлейф-трансформаторов». Такое же решение было обеспечено и для КА «Марс-96» в автономной радиосистеме.

**ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ  
ЭЛЕМЕНТОВ ВОЛНОВодНЫХ ТРАКТОВ КОСМИЧЕСКИХ  
АППАРАТОВ**

**К.Н.Климов, Б.В.Сестрорецкий  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)**

Программный комплекс Tamic Rt-H предназначен для электродинамического анализа H-плоскостных планарных волноводных СВЧ устройств на основе метода Rt сеток. Причем возможно решать как внутренние, так и внешние электродинамические задачи. Программный комплекс позволяет рассчитывать матрицы рассеяния устройств для стационарного режима, изучать переходные процессы, рассчитывать и просматривать в анимационном режиме картины распределения интенсивности электрического поля. Программный комплекс используется для проектирования элементов волноводных трактов с 2000 года. В настоящее время реализована 4 версия программного продукта, в которой добавлены следующие возможности: визуализация амплитудного и фазового распределения электрического поля для стационарного режима на заданной частоте, расчет диаграмм направленности и их просмотр, амплитудная и фазовая модуляция возбуждающих сигналов. Отличительной особенностью комплекса является возможность введения в анализируемую геометрию участков с отрицательной диэлектрической проницаемостью, что позволяет решать задачи по рассеянию электромагнитных волн в плазме. Достоинством нового комплекса является его преемственность. По файлам матриц рассеяния он совместим с частотными программами Tamic-E, -H, -W, -IC, -M.

Счетное ядро программного комплекса - *Planar Rt-H Analyzer* оптимизировано под систему команд процессора Pentium-II и выше. В программе *Planar Rt-H Analyzer* расход памяти составляет четыре вещественных числа на один узел сетки. Количество арифметических операций в один временной такт для одного узла сетки составляет: четыре сложения, два умножения и одно вычитание вещественных чисел. Теоретически данный алгоритм требует с учетом накладных расходов 25 процессорных тактов для одного узла сетки, однако, реально получается почти в два раза больше, что обусловлено более низкой рабочей частотой шины данных и кэш памяти. Например, если тактовая частота процессора составляет 433 МГц, то частота шины данных (по которой идёт обмен данных между оперативной памятью и процессором ) со-

ставляет 100 МГц, а частота работы кэш памяти второго уровня (основной объём кэш памяти) – 217 МГц.

Программа *Planar Rt-H Analyzer* с одинарной точностью позволяет на персональном компьютере с оперативной памятью 2Гб анализировать геометрию состоящую из 100 млн. узлов с неоднородным диэлектрическим заполнением.

### **НАВИГАЦИОННО-БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ КОСМИЧЕСКИМИ РАДИОЛОКАЦИОННЫМИ СРЕДСТВАМИ**

***В.Г.Поль, В.И.Лощенков  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)***

В системах космического дистанционного зондирования Земли, использующих радиолокационное наблюдение по технологии синтеза апертуры (СА) удается получать разрешение снимков, конкурирующее с получаемым на многозональных оптических средствах наблюдения Земли.

Однако реализация такого наблюдения с борта КА может быть обеспечена только при системном подходе к проектированию комплекса космического аппарата и космического радиолокатора. В технологии (СА) достижение высокой разрешающей способности основано на использовании закона фазовой модуляции несущего сигнала, отраженного от зондируемой поверхности принимаемого радиолокатором, и длительность которого достигает нескольких секунд.

Поэтому движение антенны локатора вместе с КА относительно земли формирует этот закон, который должен быть известен с высокой точностью - до малых долей длины волны несущей. Соблюдение указанной точности является необходимым условием воспроизведения текущего элемента радиолокационного изображения с высокой разрешающей способностью. Обеспечение такой точности требует как единого анализа системы КА-радиолокатор, так и соответствующего качества навигационно-баллистического обеспечения полета КА.

В докладе рассматривается влияние погрешностей описания поступательного и относительного (вокруг центра масс) движения КА на формирование радиолокационного синтезированного изображения. Обосновывается выбор достаточно простой модели движения КА, позволяющей получить функции влияния погрешностей описания реального движения КА на задание эталонной функции. Проводится анализ влияния различных ошибок в траектории КА на алгоритмы обработки принимаемых сигналов в локаторе. Определяются допустимые погреш-

ности в представлении траектории КА, исходя из получения требуемой разрешающей способности синтеза.

Результатом проведенного анализа являются требования, предъявляемые к навигационному обеспечению КА. Рассматриваются пути выполнения этих требований и системный облик комплексного баллистико-навигационного обеспечения полета КА - носителя РЛС с синтезированной антенной. Даются рекомендации распределения функций указанного обеспечения между наземным и бортовым комплексами управления полетом КА.

**РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ДВИЖЕНИЯ  
ЦЕНТРА МАСС В ЦУП КА «АРКОН»  
А.Е.Евграфов, В.И.Лощенков, А.Е.Назаров  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)**

Центральное место в баллистическом обеспечении ЦУП занимает прогнозирование движения центра масс КА. Информация о местоположении КА в пространстве необходима на всех этапах его работы. Начиная с предстартовой подготовки, планирование всех работ с КА основывается на этой информации. Кроме того, на основании данных прогнозирования параметров движения центра масс КА формируется командно-программная информация для обеспечения функционирования бортового вычислительного комплекса.

Прогнозирование параметров движения КА осуществляется с целью получения на требуемом интервале времени расчетных значений координат и составляющих вектора скорости. Исходными данными для решения задачи прогнозирования движения центра масс КА являются начальные условия (НУ), включающие координаты и составляющие вектора скорости, отнесенные к некоторому моменту времени. НУ получают по результатам проведения внешне-траекторных измерений (ВТИ).

В качестве основного метода решения рассматриваемой задачи принят метод численного интегрирования в неособенных переменных. Точность прогнозирования движения КА во многом зависит от состава учитываемых внешних возмущающих факторов. Для рассматриваемой эллиптической орбиты (1500×1700км) КА «Аркон» в работе приводится полный состав возмущающих сил, который использовался в правых частях дифференциальных уравнений движения. Программная реализация решения задачи прогноза обеспечила высокую точность прогнозирования положения КА по всем координатам на заданном интервале времени.

В работе приводятся сравнительные результаты расчетов прогноза параметров орбиты и их фактических определений по результатам проведения ВТИ. Результаты представлены в виде графиков и таблиц.

Кроме того, рассмотрены аспекты использования результатов решения задачи прогнозирования в интересах управления и анализа в секторах ЦУП. В том числе рассматриваются вопросы интерполяции результатов прогнозирования, а также представления и использования результатов прогнозирования в виде набора аппроксимирующих коэффициентов. Использование аппроксимирующих коэффициентов позволило создать быстродействующие процедуры восстановления параметров орбиты КА для решения различного рода оптимизационных и поисковых задач вторичной баллистики. Представлены основные параметры используемых методов интерполяции и аппроксимации и приведены точностные оценки их программной реализации.

**РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОСНОВАНИЕ  
РЕМОНТНОЙ ОПЕРАЦИИ ПРИ ИСПРАВЛЕНИИ ВМЯТИНЫ  
БАКА ВБЛИЗИ ТОПЛИВОЗАБОРНИКА РАЗГОННОГО БЛОКА  
«ФРЕГАТ»**

**А.С.Бирюков, А.В.Зверев, В.И.Калинин  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)**

Вмятина в баке образовалась в результате нештатного события – падения блока баков с технологической оснастки карусельного станка на планшайбу. Падение произошло одним краем, поэтому вмятины образовались на двух баках из четырех, причем максимальная глубина вмятины на одном из баков составила 15мм.

В качестве ремонтной операции была предложена методика безударного исправления вмятины равномерным ее вытягиванием до получения исходной формы. Данная операция была успешно выполнена, но поскольку степень деформации оболочки при прямом и обратном деформировании была чрезвычайно велика, а зона деформации захватила сварной шов, которым топливозаборник приваривался к оболочке бака и который должен оставаться герметичным, необходимо было провести специальную расчетно-экспериментальную работу по подтверждению сохранности прочностных характеристик бака.

Идея предложенного подхода состояла в том, чтобы подтвердить несущую способность бака с помощью испытания образцов из материала, имеющего аналогичное сварное соединение, аналогичные механические характеристики и ту же, или очень близкую историю нагружения, что и исходная конструкция. Результаты данных испытаний должны сравниваться с результатами испытания аналогичных образцов, но не

подвергавшихся какому-либо предварительному нагружению. По результатам сравнения делается вывод об остаточной несущей способности конструкции бака, подвергшейся ремонтной операции. Данный подход состоит из нескольких последовательных этапов.

Первый этап состоит теоретическом определении напряженно-деформированного состояния зоны вмятины в процессе нештатного деформирования и ремонта с целью восстановления истории нагружения бака. Данная задача решалась с помощью программного комплекса метода конечного элемента ANSYS 5.6.2 в нелинейной постановке с учетом больших деформаций и полилинейной модели упрочнения материала. В результате расчета получена полная картина напряженно-деформированного состояния оболочки на этапах первого нагружения, разгрузки, второго нагружения, соответствующего этапу исправления вмятины, и второй разгрузки.

На втором этапе проводились расчеты также в обобщенной нелинейной постановке по исследованию изгибного деформирования образцов материала, которые в дальнейшем использовались в эксперименте. В результате многовариантных расчетов были выбраны такие условия нагружения образца, находящегося в плосконапряженном состоянии, которые соответствовали бы условиям двухосного нагружения рассматриваемой конструкции.

И, наконец, на третьем этапе проводилось испытание образцов, которое состояло в предварительном двукратном деформировании их на изгиб усилием 520Н, рассчитанном на предыдущем этапе, и дальнейшем их нагружении на растяжение до разрушения. Результаты данных испытаний сравнивались с результатами испытаний на растяжение образцов контрольной группы, не подвергавшихся предварительному изгибному деформированию. Было получено, что величина разрушающего усилия, усредненного по количеству испытанных образцов, составляет ~99% от среднего значения разрушающего усилия для образцов контрольной группы, т.е. лежит в пределах точности эксперимента.

Таким образом, в результате описанной расчетно-экспериментальной работы было установлено, что двукратное деформирование бака, имевшее место при падении блока и последующей правке, не повлияло на его прочностные характеристики. Блок баков двигательной установки «Фрегат» был допущен к последующей эксплуатации.

#### **ПИРОМЕХАНИЧЕСКИЕ УСТРОЙСТВА УНИВЕРСАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО РАЗГОННОГО БЛОКА «ФРЕГАТ»**

***В.В.Горовцов, В.В.Ефанов, Т.В.Королева***

(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)

С.А.Душенок, А.А.Котомин

(С-Петербургский технологический институт)

Разработка конструкции разгонного блока «Фрегат» (РБФ) со сбрасываемым торовым топливным баком поставила ряд технических задач при проектировании систем разделения:

1. Необходимость разделения топливных магистралей, связывающих отделяемый бак с камерой сгорания двигательной установки и обеспечения их герметичности после разделения.

2. Необходимость разделения трубопроводов пневмосистемы автоматики двигательной установки.

3. Необходимость разделения электрических связей между РБФ и блоками электроавтоматики, установленных на сбрасываемом баке.

Ранее аналогичные п. 1 и 2 задачи были решены на двигательной установке со сбрасываемыми баками КА серии «Луна» с помощью разделяемых гидроколодок, стянутых между собой пирозамком. Уплотнения стыков трубопроводов и топливных магистралей производилось через прокладки с помощью накидных гаек.

Разделение колодки производилось усилием 4-х пиротолкателей системы отделения сбрасываемых баков, каждый толкатель развивал среднее усилие 1500 кг, поэтому половины гидроколодок надежно разделялись, несмотря на зажим наконечников трубопроводов деформированными прокладками. Основными недостатками данной конструкции являются пиротолкатели со значительным усилием разделения, относительно большие масса и габариты.

В случае РБФ, плотная компоновка которого не позволяет установить замки-пиротолкатели, отделение бака происходит с помощью пружинных толкателей с максимальным усилием каждого 45 кг. Таким образом использовать гидроколодки с 7 – 10 стыкуемыми трубопроводами потребует дополнительных толкателей, работающих синхронно с пружинными, кроме того один из трубопроводов находится под давлением 200 кгс/см<sup>2</sup> и его герметизация в стыке гидроколодки потребует определенных усилий.

Для решения данной проблемы была разработана отдельная конструкция колодки:

– для магистралей «О» и «Г» разработана моноблочная конструкция, включающая в себя 2 обратных клапана, обеспечивающих герметизацию магистралей при их разделении, как со стороны камеры сгорания ДУ, так и со стороны сбрасываемого бака. Стык между клапанами стянут двумя быстродействующими детонационными замками. Герметизация стыка производится с помощью резиновой и фторопластовой прокладок с минимальным зацеплением стыкуемых частей – 2 мм.

– для пневмотрубопроводов разработан специальный детонационный нож, обеспечивающий одновременную резку 5 трубок:  $\varnothing 10 \times 0,5$  – 2 шт.,  $\varnothing 6 \times 0,5$  – 2 шт. и  $\varnothing 8 \times 1$  – 1 шт. Трубопроводы выполнены из нержавеющей стали 12ХН10Т. Применение детонационного принципа в конструкции ножа позволило отказаться от дополнительных стыков в пневмотрубопроводах и повысить в целом герметичность пневмосистемы ДУ.

Осуществление поставленной задачи стало возможным благодаря использованию в конструкции устройств эластичных взрывчатых веществ.

Предложенная конструкция указанных устройств разделения прошла наземные испытания, которые подтвердили правильность принятых технических решений.

### **КЛАССИФИКАЦИЯ СИСТЕМ РАЗДЕЛЕНИЯ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ПЛАНЕТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ**

**В.В.Ефанов**

**(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)**

Проведенный анализ систем, устройств для разделения и трансформирования (КА) показал, что они отличаются большим разнообразием и возможностью осуществлять эти операции принципиально различными способами.

Известны различные виды классификаций систем разделения (СР) и их элементов в зависимости от назначения и условий работы. СР классифицируют также на активные и пассивные, точечные и линейные, работающие в нормальных и экстремальных условиях. Разработаны были классификации средств пневмоавтоматики по классам взрывных и горючих материалов, применяемых в них. Эти классификации либо излишне детализированы и не охватывают всего множества существующих исполнительных элементов, либо слишком общие, не отражают особенностей конструктивного выполнения и не включают в себя многообразие существующих систем.

Представляется целесообразным классифицировать СР по энергетическому признаку, т.е. по виду используемой энергии, которая не только определяет конструкцию устройства, но и обеспечивает ее работоспособность в различных условиях.

В известных СР КА используются энергия экзотермических химических реакций, энергия механических устройств и другие виды энергии (потенциальная энергия гидравлических и пневматических устройств, тепловая, магнитная, электромагнитная).



Все большее распространение находят комбинированные СР, использующие несколько видов энергии для выполнения различных функций. Для разделения по сплошному материалу используют удлиненные кумулятивные заряды или детонирующие шнуры. Энергия взрыва также используется в детонационных замках, в размножителях и трансляторах детонации.

К другой характерной группе относятся СР, использующие энергию горения пирозарядов. В них рабочий высокоэнергетический газ получают от пиропатронов, пиротехнических газогенераторов или аккумуляторов давления.

Для обеспечения относительной скорости разделения конструкции КА часто используют механическую энергию, в частности, пружинные толкатели.

Наличие на борту КА гидравлической или пневматической системы позволяет создавать соответствующие устройства разделения, например, пневмотолкатели. В некоторых случаях для разделения можно использовать тепловую энергию, получаемую при прохождении электрического тока через соединительную проволоку, либо при аэродинамическом торможении КА в плотных слоях атмосферы планет.

Предложенная классификация практически охватывает все множество реально существующих систем и помогает разработчику в выборе наиболее рациональных вариантов систем на начальной стадии проектирования.

### **О МЕХАНИЧЕСКИХ КОЛЕБАНИЯХ АНТЕННЫХ СИСТЕМ КА В НАЗЕМНЫХ И ПОЛЕТНЫХ УСЛОВИЯХ**

*Ю.О.Мордыга, А.М.Савостьянов  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)*

Выявлено отличие механических колебаний антенной системы (АС) КА в наземных и полетных условиях, заключающееся в биениях при гравитации.

Испытаниям подвергалась АС, состоящая из антенны, привода с электрическим шаговым двигателем, выносной балки, закрепленной на выходном валу привода, и упругой рамы, через которую привод крепился к корпусу КА.

При наземных испытаниях АС замерялись силы, моменты и ускорения на площадке крепления АС к КА.

При летных испытаниях информация о колебаниях АС получена по данным гироскопического измерителя вектора угловой скорости и системы измерений динамических параметров, включающей 12 акселерометров, установленных в различных местах конструкции КА.

Для сравнительного анализа были выбраны следующие парциальные частоты АС: 4,2; 6,2; 8,5; 14; 17 Гц.

В космосе уровни изменений ускорений АС имели ровный характер при установившейся работе привода и не превышали по амплитуде значений  $0,006 \text{ м/с}^2$ .

В земных условиях амплитуды ускорений АС на парциальных частотах 6,2; 8,5; 14; 17 Гц были в 1,5 | 2 раза больше, чем в космосе. При парциальной частоте 4,2 Гц наблюдалось явление биений АС с амплитудами, значительно превышающими соответствующие амплитуды в космосе.

Наличие биений на Земле может быть объяснено тем, что в условиях гравитации при функционировании АС, по-видимому, существенно меняются упругие характеристики системы на частоте с максимальными амплитудами колебаний.

### **ВОПРОСЫ ВЫБОРА И ОТРАБОТКИ ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ ВОЗДЕЙСТВИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ТВЕРДЫХ ЧАСТИЦ**

**А.Ф. Клишин, Д.Б. Добрица**  
**(ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина)**

Рассматривается комплекс вопросов по определению элементов космического аппарата (КА), критичных к воздействию высокоскоростных потоков твердых частиц естественного и искусственного происхождения и оптимизации схемы защиты этих элементов от названного воздействия.

Назначение КА, параметры его орбиты (траектории), ориентация, особенность принятых компоновочных решений и заданный срок активного существования определяют степень важности рассматриваемой проблемы для конкретного КА.

Например, существующая тенденция проектирования КА с приборными отсеками негерметичного исполнения заметно увеличивает число объектов, которые необходимо исследовать на возможность воздействия на них высокоскоростных частиц.

Для каждого конкретного КА, его бортовой аппаратуры и систем внешнего расположения при решении поставленной задачи требуется формирование своих исходных данных для выбора критичных к воздействию элементов КА, расчета и оптимизации схемы их защиты и последующей ее наземной отработки. Кроме того, существуют общие методические приемы, т.е. универсальный подход, с помощью которого осуществляется решение названных задач в комплексе для любого про-

ектируемого КА. Исследуются положения этого обобщенного подхода, выполнение которых обеспечивает надежное функционирование КА в заданных условиях воздействия высокоскоростных метеорных и техногенных частиц.

**КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И  
ИССЛЕДОВАНИЕ СОБСТВЕННЫХ ЧАСТОТ И ФОРМ  
КОЛЕБАНИЙ РЕФЛЕКТОРА КОСМИЧЕСКОГО  
РАДИОТЕЛЕСКОПА**

**В.П.Аристов, А.В.Жиряков, Ю.О.Мордыга,  
А.М.Савостьянов, Д.А.Стрекалов  
(ФГУП НПО им. С.А.Лавочкина)**

Целью работы являлась подготовка теоретических основ к методологии проведения и обработки результатов наземных испытаний крупногабаритных космических конструкции по их фрагментам.

Собственные характеристики лепестка рефлектора (ЛР) космического радиотелескопа (КРТ) исследовались с использованием конечных элементов (КЭ) типа балка и пластина. Для исследований контактных влияний смежных лепестков на собственные характеристики среднего ЛР была сформирована конечно-элементная модель (КЭМ) из трех ЛР. С применением этой же модели проведены исследования по влиянию на динамические характеристики ЛР способов их креплений к силовым шпангоутам КРТ.

Упрощенная КЭМ рефлектора КРТ представляла собой балочную конструкцию. В модель с применением элементов типа пластина заложен базовый вариант ЛР, полученный в результате исследований возможных собственных частотных характеристик и форм колебаний ЛР.

Структура КЭМ КРТ в балочной постановке с конечно-элементным разбиением задавалась координатами точек. В КЭМ КРТ использовались пять типов балок с кольцевыми поперечными сечениями площадями от  $2,3 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$  до  $13,3 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$ . Материалом балок служили: углепластик КМУ4л; титановый сплав ВТ14; инвар. Для внешних слоев ЛР КРТ применен углепластик КМУ4-Л, а наполнителем служили соты из алюминиевой фольги (АМГ-2).

КЭМ сформирована, в соответствии с имеющимися чертежами, в программном комплексе (ПК) Nastran. При этом вносились допущения, связанные с элементами конструкции рефлектора и их соединениями. Средства ПК Nastran дают возможность вносить в структуру КЭМ новые конструктивные элементы, которые, принципиально не изменяя конструкцию рефлектора, позволяют добиться необходимой точности

при последующей корректировке по результатам наземных испытаний ЛР.

К примеру, введение четвертого шпангоута с кольцевым поперечным сечением  $2,0 \cdot 10^{-7} \text{ м}^2$ , скрепляющего между собой лепестки рефлектора ниже точки крепления подкоса к каркасу лепестка, оставляет те же формы собственных колебаний рефлектора, и приводит к незначительному изменению частоты собственных колебаний по первому тону (2,0048 Гц до 2,029 Гц).

По результатам проведенных исследований собственных частот и форм колебаний рефлектора КРТ было сделан вывод о том, что наибольшее влияние на динамические свойства конструкции КА будут оказывать первые шесть тонов колебаний. Характеристики этих тонов вошли в динамическую схему КА.

\_\_\_\_\_

|

==