

Секция 18

Автоматические космические аппараты для планетных и астрофизических исследований.**Проектирование, конструкция, испытания и расчет****НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ И ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК АВТОМАТИЧЕСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ВЕНЕРА-Д»**

Г.М.Полищук, Л.М.Зеленый^{}, Э.М.Галимов^{**}, М.Я.Маров^{*},
А.Т.Базилевский^{**}, Г.Г.Райкунов^{***}, К.М.Пичхадзе, О.И.Кораблев^{***},
Л.В.Засова^{**}, М.Б.Мартынов, А.В.Лукьянчиков^{***}, А.В.Симонов^{**},
Г.Р.Успенский^{***}, К.С.Ёлкин^{***}, В.В.Ворон^{****},
М.Г.Лохматова^{*}, В.А.Воронцов*
(ФГУП «НПО им. С.А Лавочкина», ^{*} ИКИ РАН, ^{**} ГЕОХИ РАН, ^{***} ЦНИИмаш,
^{****} Роскосмос)

e-mail: vorontsov@laspace.ru

Двадцать пять лет назад был блестяще осуществлен проект «Вега» по исследованию планеты Венера и кометы Галлея. Впервые для исследования атмосферы другой планеты был применен метод аэростатного зондирования. После длительного перерыва в 2005 году был запущен космический аппарат Европейского космического агентства «Венера Экспресс», успешно продолжающий свою работу. В 2010 году планируется запуск японского климатического орбитального аппарата «Планета-С». Однако, многие вопросы строения, свойств и эволюции планеты Венера, являющиеся ключевыми с точки зрения сравнительной планетологии, а следовательно и понимания эволюции земного климата, не могут быть решены при наблюдении с орбиты. Рассматриваются дальнейшие планы исследования Венеры в США, - проекты «Дискавери» и «Флэгшип», в Европе, - проект «ЕВЕ».

В России начинается новый этап исследования Венеры: в Федеральную космическую программу включен проект «Венера-Д», с запуском КА в 2016 году. Миссия включает в себя: спускаемый аппарат, аэростатные зонды, орбитальный аппарат. Аэростатные зонды будут запу-

щены на разные высоты, в облачном слое и под облаками и должны длительно существовать в атмосфере Венеры.

Успешная реализация проекта позволит решить целый ряд научных задач сравнительной планетологии.

ИССЛЕДОВАНИЕ АТМОСФЕРЫ И ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТЫ ВЕНЕРА С ПОМОЩЬЮ ПЛАНИРУЮЩЕГО ЗОНДА - «ВЕТРОЛЕТА»

*К.М.Пичхадзе, В.А.Воронцов
(ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»)
e-mail: vorontsov@laspace.ru*

После блестящего осуществления проекта «Вега» планировались и прорабатываются новые проекты по проведению комплексных исследований Венеры, в том числе, с помощью аэростатных зондов. Схема спуска в атмосфере планеты и ввода в действие аэростатных зондов в новом проекте «Венера-Д» идентична схеме, реализованной в проекте «Вега». Наряду с этим, предполагается использовать новый метод исследования планеты с помощью планирующего в атмосфере средства «ветролета».

Планирующий зонд предназначен для проведения комплексных научных исследований в атмосфере Венеры в процессе длительного дрейфа.

Вертолет дрейфует в атмосфере Венеры за счет использования аэродинамического устройства, обладающего качеством. Он представляет собой автономную систему десантного аппарата и состоит из системы ввода в действие и системы дрейфа. Система ввода в действие, обеспечивает крепление элементов зонда к десантному аппарату, разделение и сброс элементов конструкции, ввод парашютной системы в соответствии со схемой функционирования. Система дрейфа обеспечивает плавание зонда, создание аэродинамического качества, проведение научных измерений в атмосфере и передачу телеметрической информации на Землю.

Использованием естественной циркуляции атмосферы, возможность управления состоянием системы, отсутствие каких-либо потерь газа (как в оболочке аэростата) позволят получить новые научные данные о планете, увеличить длительность исследований и объем информации.

**МИССИИ ПОСЕЩЕНИЯ МАЛЫХ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ И
РЕАЛИЗАЦИЯ ПОЛЕТА КА ВБЛИЗИ НИХ**

**И.В.Ломакин, М.Б.Мартынов, В.Г.Поль, А.В.Симонов
(ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»)**

В первом десятилетии XXI века в практической космонавтике наметилось направление исследований малых тел солнечной системы миссиями посещения. К таким телам относятся астероиды, спутники планет и кометы. Миссии посещения таких тел заключаются в исследовании физико-химических и структурных характеристик либо с орбиты искусственного спутника малого тела, либо после спуска на его поверхность посадочного модуля с научной аппаратурой. Любой из этих способов требует формализации характера и количественного описания поведения КА миссии в непосредственной окрестности исследуемого тела.

Настоящий доклад рассматривает особенности динамики полета КА при выходе на орбиты искусственного спутника, а также на траекториях снижения и посадки. Положив в основу понятие сферы притяжения, обсуждаются и ранжируются основные факторы, изменяющие кеплеров характер полета КА, и требующие в этих случаях обязательного учета. Показываются существенные отличия ситуаций в случае малого тела, находящегося в относительном удалении от массивных других небесных тел, и, напротив, для случая естественного малого спутника планеты с относительно низкой орбитой.

В качестве примеров рассматриваются две различные экспедиции посещения. В качестве первого примера анализируются обстоятельства проведения миссии посещения малого тела Апофис и его исследования с орбиты искусственного спутника астероида. Рассмотрено и оценено влияние, как неправильностей реальной фигуры малого небесного тела, так и удаленных основных тел солнечной системы. Найдены условия, при которых влиянием этих факторов можно пренебрегать. В качестве второго примера приводится рассмотрение задачи посадки на естественный спутник Марса – Фобос и путей решения проблем, обусловленных его близким расположением относительно Марса. Показано, что основным учитываемым фактором должен являться сам Марс, и даются рекомендации к стабилизации орбиты искусственного спутника Марса. Приводятся варианты траекторий спуска посадочного модуля на поверхность Фобоса.

**БАЗОВЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ СЛУЖЕБНЫЕ МОДУЛИ ДЛЯ
ПЕРСПЕКТИВНОГО ВЕНЕРИАНСКОГО
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

Л.В.Вернигора

(ФГУП «НПО им. С.А Лавочкина»)

e-mail: vernigora@laspace.ru

Особенностью реализации научных космических проектов является максимальное использование унифицированных космических платформ - основных составляющих космических аппаратов, на которые возлагаются функция обеспечения необходимых условий работы полезной нагрузки - целевой аппаратуры: для научных исследований, дистанционного зондирования Земли, обеспечения радиосвязи и т.п.

Например, в рамках проекта «Фобос – Грунт» Научно - производственное объединение им. С.А. Лавочкина разрабатывает космическую платформу пригодную для целого ряда будущих проектов научного назначения. Модульная технология создания космической платформы, использование маршевой двигательной установки «Фрегат», применение уникальных технических решений в разработке спускаемых аппаратов «Венера-13» и «Венера-14», «Вега-1» и «Вега-2» позволяют с небольшими затратами и в короткие сроки адаптировать возможности платформы к применению в составе космических аппаратов разного типа с разной целевой аппаратурой.

**АНАЛИЗ СОВРЕМЕННОГО УРОВНЯ РАЗВИТИЯ ТЕХНОЛОГИИ
СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ НАДУВНОЙ КОНСТРУКЦИИ В РОССИИ
И ЗА РУБЕЖОМ**

О.А.Рогатовский, С.Н.Устинов, В.С.Финченко

(ФГУП «НПО им. С.А Лавочкина»)

После бурного развития космонавтики в 60-70гг. прошлого столетия в последнее тридцатилетие наблюдается некоторый застой в её развитии, сдерживаемом консервативным подходом к проектированию космических аппаратов (КА), основанном на использовании традиционных принципов и технологии конструирования жестких конструкций. Опыт существования человечества показывает, что каждый этап бурного развития используемой им техники обеспечивался использованием прорывных технологий (колесо, пар, электричество, кибернетика, наноструктуры и т.д.).

По прогнозным оценкам Института мировой экономики и международных отношений РАН, проанализировавшего результаты и целевое назначение российских и американских научных Программ в области космической деятельности, появление «прорывных космических технологий можно ожидать лишь к концу следующего десятилетия» (Л.В. Панкова «Перспективные технологические возможности в космосе: синергетический эффект». Актуальные проблемы развития отечественной космонавтики. Материалы XXVIII академических чтений по космонавтике. М.: Война и мир, 2004, с.173-174.). При этом их интеграционный (синергетический) эффект, отмечается в докладе, может быть достигнут не ранее 2030-2040 годов. Период до 2020г. оценивается как «стратегическая пауза» — период разработки и восприятия новых технологических возможностей и идей.

Разработка технологии применения надувных элементов в конструкции КА, в частности, в спускаемых в атмосферах планет аппаратах, представляет собой одно из направлений указанных «прорывных космических технологий», опережающих по прогнозным срокам продукт деятельности отечественных специалистов и определяющих прогресс в области космической деятельности на ближайшие десятилетия.

В статье проводится анализ развития технологии спускаемых аппаратов надувной конструкции (САНК) в России, США и в Европе в прошедшие годы, и приводится её современное состояние.

КОЗЫРЁК-БЛЕНДА ПАССИВНОЙ КРИОГЕННОЙ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ДЕТЕКТОРА ДЛЯ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО СПУТНИКА

А.И. Абросимов, А.А. Верлан, В.К.Сысоев

(ФГУП «НПО им. С.А Лавочкина»)

e-mail: sysoev@laspace.ru

Представлена физическая модель пассивной криогенной (системы излучающего холодильника) для охлаждения детектора, снабжённой козырьком-блендой для защиты от Солнца в условиях геостационарного космического аппарата. Приведены результаты численного моделирования теплопереноса в холодильнике. Показано, что влияние бленды-козырька на хладопроизводительность системы и температуру детектора незначительно. Приведены значения тепловых потоков, характеризующих теплосброс радиаторов бленды-козырька в космическое пространство и взаимодействие бленды-козырька с радиатором детектора.

**ПРОЕКТ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО
СОЛНЕЧНОГО ТЕЛЕСКОПА****А.И.Абросимов, В.К. Сысоев, С.Н.Устинов, В.С.Финченко
(ФГУП «НПО им. С.А Лавочкина»)*****e-mail: sysoev@laspace.ru***

В работе описан конструктивный облик высокоточной и высоко-стабильной системы терморегулирования (СТР), обеспечивающей заданный тепловой режим оптической системы солнечного космического телескопа (СКТ).

Этот телескоп устанавливается на космическом аппарате (КА) и предназначен для исследования Солнца при движении КА в открытом космосе с постоянной ориентацией на Солнце.

На элементы конструкции оптической системы такого СКТ будет постоянно падать определенный поток тепла, и поэтому к температурному режиму предъявляются жесткие требования. Эти требования могут быть выполнены только при использовании широкого ассортимента новых технических средств и элементов системы обеспечения теплового режима, и при привлечении современных методов расчета температурных полей для выбора теплофизических свойств, мощности и геометрических параметров этих средств и элементов. К этим элементам относятся тепловые трубы, управляемые электрическими нагревателями, радиаторы-излучатели, радиационно-стойкие терморегулирующие покрытия, теплопроводящие и теплоизолирующие прокладки и др.

В данной работе представлен проект СТР оптической системы с СКТ, состоящей из трех взаимосвязанных узлов: главного каркаса, блока главного зеркала и коллимационной системы. Конструкция и параметры СТР выбираются с учетом условий функционирования КТ, геометрических размеров его узлов и агрегатов, требований к температурному режиму. Окончательная проработка конструкции системы охлаждения плоского зеркала коллимационной системы, как наиболее сложной, произведена посредством твердотельного моделирования в среде AutoCAD в привязке к исходной модели секции КТ.

**НАУЧНО-СЛУЖЕБНЫЙ КОМПЛЕКС ВНЕДРЯЕМОГО ЗОНДА
ПРОЕКТА «ЛУНА-ГЛОБ»**

А.А.Верлан, П.А.Вятлев, В.П.Долгополов,

Л.И.Москалева*, В.К.Сысоев

(ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»,

*** ГЕОХИ РАН)**

e-mail: sysoev@laspase.ru

Проект «Луна-Глоб» предусматривает изучение Луны с орбиты ее искусственного спутника и проведение контактных исследований при помощи внедряемых посадочных зондов — пенетраторов. Внедряемые зонды предназначены для решения следующих задач: получение данных о внутреннем строении Луны; определение вертикального градиента температуры, средних значений температуры и теплопроводности грунта; измерение локальных магнитных полей Луны; измерение механических и прочностных свойств грунта; фиксирование ударов микрометеоритов и микротресков.

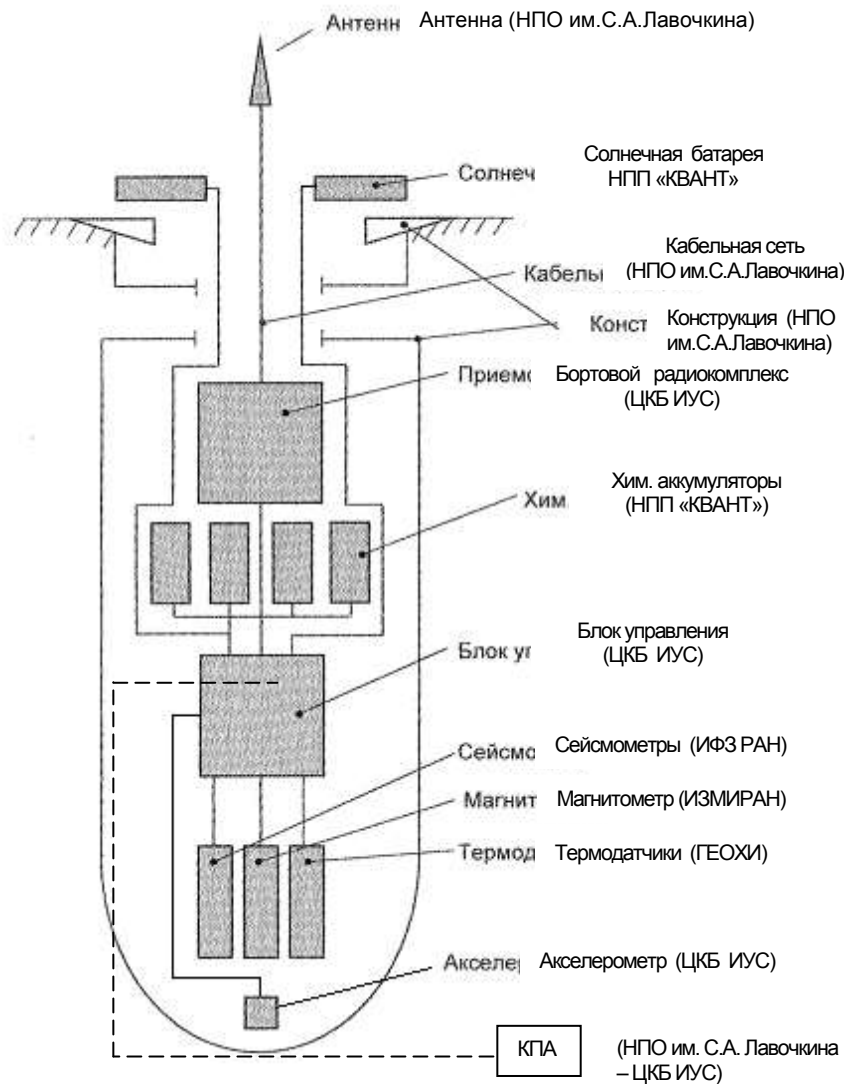
Районы внедрения двух внедряемых зондов должны находиться в экваториальной области, на расстоянии не менее 1000 км друг от друга, а третий должен располагаться на расстоянии примерно 1000 км от экваториальной области по широте.

Измерения, выполненные в трех местах установки трехкомпонентных сейсмометров зондов, будут осуществлять триангуляцию источников сейсмических событий, т.е. с высокой степенью точности определять координаты очагов лунотресений.

Трехкомпонентный датчик магнитометра будет предназначен для измерения локальных магнитных полей Луны. Эти данные по магнитным полям будут необходимы для анализа сейсмической информации, т. к. механические усилия, воздействующие на горные породы, изменяют их намагниченность, что, в свою очередь, приводит к изменению поверхностного магнитного поля.

В состав научных приборов внедряемых зондов должен входить трехосный акселерометр, который позволяет получить данные о механических и прочностных свойствах грунта в месте внедрения пенетратора. Акселерометр является средством для измерения динамики соударения пенетратора с грунтом. Целью эксперимента является получение соотношения скорость - время заглубления - время для всего процесса внедрения пенетратора в грунт.

Акселерометр также можно использовать как высокочастотный сейсмоакустический датчик, способный дать информацию по ударам микрометеоритов и микротрескам



Для понимания термических процессов, прот необходимо выяснить существующие в настоящее время тепловые по-

токи. Среднестатистический температурный поток может быть использован для определения общего содержания на Луне урана.

Тепловые потоки в большинстве случаев могут быть определены из вертикального градиента температуры, среднего значения температуры и теплопроводности.

Внедряемый зонд, заглубленный на несколько метров в поверхность и оснащенный точными термодетекторами, обеспечивает измерение этих трех параметров. При проведении измерений на разной глубине внедрения зондов возможно будут определены теплофизические свойства приповерхностного слоя грунта такие, как теплоемкость, теплопроводность и температуропроводность.

Служебный комплекс зонда будет состоять из блока управления, предназначенного для сбора и обработки информации с научных приборов, управления радиокomплексом и контроля состояния всех систем зонда.

Радиосистема внедряемого зонда, работает в "S"-диапазоне частот и функционирует после внедрения в поверхность Луны и передает научную информацию на борт орбитального аппарата по запросу передатчика орбитального аппарата и выключается программным устройством.

Радиосистема внедряемого зонда имеет одну приемопередающую антенну, диаграмма направленности которой охватывает полусферу над поверхностью Луны.

Система энергоснабжения состоит из солнечной батареи, которая после внедрения зонда остается на отделяемой части этого зонда на поверхности Луны. Вторая часть системы энергоснабжения – это химические аккумуляторы, работающие эффективно до -20°C .

Особенностью данного комплекса является обеспечение работоспособности работы всех его систем и узлов при ударе 500g и температуре $-20^{\circ}\text{C} \pm 5^{\circ}\text{C}$. Привлечение организаций, имеющих большой опыт разработки аппаратуры, работающей при экстремальных условиях, позволяет реализовать данный эксперимент.

**ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОСТРАНСТВА ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ
ПАРАМЕТРОВ ВЫТЯЖКИ СТЕКЛОЛЕНТЫ ДЛЯ ЭЛЕМЕНТОВ
ТЕРМООПТИЧЕСКИХ ПОКРЫТИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

В.К. Сысоев, А.А. Верлан
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)

e-mail: sysoev@laspace.ru

В настоящее время одной из важных задач в космической технике является проблема терморегулирования поверхностей космических аппаратов. Решением этой проблемы служит использование фотопанели, ключевым элементом которых являются стеклянные элементы в виде пластин. Качество этих пластин и определяет степень эффективности термооптических покрытий космических аппаратов. В связи с этим становится актуальна проблема получения стеклоленты, как одной из основных заготовок для производства стеклянных пластин, с наилучшими характеристиками при минимальных энергозатратах и времени производства.

Основные теоретические и экспериментальные исследования перетяжки стеклянных изделий проведены в области вытяжки оптических световодов, область перетяжки стеклолент менее исследована и в основном заключена в экспериментальных работах.

В данной работе представлены результаты численного исследования технологических параметров вытяжки стеклоленты, основными положениями которого являются моделирование динамики проведения процесса вытяжки стеклоленты в зоне выхода из печи (фильере), моделирование трансформации сечения зоны формирования стекол при перетяжке заготовки в стеклоленту и экспериментальные исследования пространства технологических параметров процесса вытяжки стеклоленты.

Использование представленной в этой работе модели позволяет получать стеклоленту с формами сечения необходимыми для производства стеколоизделий заданного качества, что как следствие уменьшает затраты на проведения экспериментальных работ для каждого нового вида стекол.

**МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ «НОГИ» (ПЯТЫ, ОПОРЫ)
ПОСАДОЧНОГО АППАРАТА (ПРОСАДОЧНОГО УСТРОЙСТВА) ПО
ПОВЕРХНОСТИ КРАТЕРА ПЛАНЕТЫ**

Л.В. Петросян, А.М. Мнацаканов

(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)

e-mail:matik53@mail.ru

В работе рассматривается движение пяты(опоры) как по гладкой поверхности, так и по негладкой (шероховатой) поверхности кратера под воздействием нагружения его ног (амортизатора и упругих стержней – подкосов). Рассматривается несвободное движение пяты (опоры) ПУ по причине появления связи - пята - поверхность кратера.

Путем замены связей реакциями, действующими со стороны кратера на пяту, приходим к рассмотрению свободного движения пяты, которая будет находиться под воздействием как активных сил, так и сил реакций связи. Изначально рассматривается движение пяты (опоры) по

гладкой поверхности кратера. (1) $m\vec{W} = \vec{F} + \vec{N}$ - основное уравне-

ние движения пяты, где \vec{F} , \vec{N} -равнодействующая всех активных

сил, всех реакций связей, соответственно. В проекциях на оси x, y, z

записываются три дифференциальных уравнения с шестью неизвест-

ными: : три координаты (x, y, z) и три реакции (N_x, N_y, N_z)

.Уравнение поверхности $f(x, y, z) = 0$ (2)

является 4-м уравнением. Для получения двух недостающих уравнений воспользуемся условием идеальности связи : реакция \vec{N} и

$grad(f)$ коллинеарны между собой, т.е. $\vec{N} = \lambda \cdot grad(f)$.

Получили полную систему уравнений с четырьмя неизвестными.

$$\begin{cases} m\vec{W} = \vec{F} + \lambda \cdot f \\ f(x, y, z) = 0 \end{cases}$$

В случае негладкой поверхности, возникает еще и сила трения

$F_{тр} = \mu \cdot \vec{N}$, где \vec{N} - сила нормального давления от реакции со стороны кратера на опору.

Созданная математическая модель посадки ПА на поверхность кратера позволяет расширить объем информации о посадке на поверхность планеты (ровная поверхность; наклонная поверхность; препятствия в виде выступов и камней).

**МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ДИНАМИЧЕСКАЯ И ВЕРОЯТНОСТНАЯ МОДЕЛИ
ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ ЗАДАЧ ПРОЕКТИРОВАНИЯ
ПОСАДОЧНЫХ УСТРОЙСТВ**

С.П.Буслаев

(ФГУП «НПО им. С.А Лавочкина»)

e-mail:s_bouslaev@rambler.ru

Рассматривается математическая модель динамики посадки космических аппаратов (КА) и математическая вероятностная модель внешних окружающих условий на примере посадки на Венеру космических аппаратов (КА) «Венера-9,-14», «Вега-1,-2» и посадки долгоживущих автономных станций (ДАС) на Фобос. При этом большое внимание уделяется описанию таких основных факторов внешней окружающей среды в районе посадки как рельеф и грунт. Для разработки математической модели контактного взаимодействия конструкции посадочного аппарата с грунтом проводились физические эксперименты на специальных стендах. В экспериментах использовалось несколько имитаторов грунтов для макетов «Венера-9,-14», «Вега-1,-2» и несколько грунтов-аналогов для макетов ДАС. Во время проведения экспериментов с посадками макетов КА осуществлялась запись ударных перегрузок, измерялись отпечатки макетов в грунтах-имитаторах, проводилась скоростная киносъёмка посадки с последующей дешифровкой кинограмм и с восстановлением траектории движения макетов при посадке..

Поскольку посадка происходит в районе, топографические характеристики рельефа которого и механические характеристики грунта которого лежат в некотором заданном диапазоне, то система «посадочный аппарат + окружающая среда» характеризуется вероятностной мо-

делью, представляющей собой совокупность частных реализаций посадок.

Вероятностная модель посадки используется в задачах проектирования посадочных устройств (ПУ), в которых конструкция ПУ должна иметь минимальную массу для заданной вероятности успешной посадки либо должна обеспечивать максимальную вероятность успешной посадки при заданной массе ПУ.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ КА «ЛУНА-ГЛОБ»

А.Ю.Колобов, В.Г.Павлова
(ФГУП «НПО им. С.А Лавочкина»)
e-mail: kolobov@lasp.space.ru

КА «Луна-Глоб 1» и его бортовые системы относятся к классу сложных технических систем, неремонтируемых и невозстанавливаемых в процессе их использования по целевому назначению. Научная и служебная аппаратура размещаются в негерметичном контейнере на платформе с термостабилизированным основанием. В этом случае на бортовую и научную аппаратуру накладываются особые требования по конструированию, изготовлению и эксплуатации.

При разработке КА «Луна-Глоб 1» в целях унификации бортовых систем и конструкции, повышения их надежности, сокращения сроков создания и наземной отработки, а также экономии финансовых средств в конструкции КА «Луна-Глоб» используются технические решения принятые в проекте «Фобос-Грунт».

Использование принципа аналогии и метода учета сложности комплектующих систем позволило произвести предварительную оценку надежности КА «Луна-Глоб», которая позволяет выделить наименее надежные составные части КА, чтобы, по возможности, повысить их надежность за счет введения резервирования или применения более надежных комплектующих.

Предварительная оценка показала, что для такой сложной миссии как «Луна-Глоб» может быть достигнута вероятность безотказной работы (ВБР) КА «Луна-Глоб» за время срока его активного существования на орбите по штатной циклограмме в течение 3 лет не менее 0,89. При этом ВБР перелетного модуля составляет не менее 0,95, полезной нагрузки (КНА и пенетраторы) – не менее 0,95.

Надежность выведения КА «Луна-Глоб» на опорную орбиту с использованием ракеты-носителя «Союз-2-1а» имеет величину 0,96.

В основу обеспечения требуемой надежности КА «Луна-Глоб» и его систем положена традиционная система мероприятий, опробованных при реализации других космических программ НПО им.С.А.Лавочкина.

ОЦЕНКА РИСКОВ НАЗЕМНОГО ОБОРУДОВАНИЯ, ИСПОЛЬЗУЕМОГО ПРИ ПОДГОТОВКЕ РБ «ФРЕГАТ» В ГВИАНСКОМ КОСМИЧЕСКОМ ЦЕНТРЕ

***В.Г.Павлова, А.Ю.Колобов
(ФГУП «НПО им. С.А Лавочкина»
e-mail:v.pavlova@laspaces.ru***

Методы менеджмента рисков широко используются в мировой практике для обеспечения требуемого уровня безопасности изделий РКТ, снижения потерь от различных видов опасностей и обеспечения заданного срока активного существования.

Практическое использование методов оценки и управления рисками в отечественной практике обеспечения безопасности сдерживалось отсутствием необходимой нормативно-правовой и методической документации, т.к. в основу проектирования сложных технических систем был положен принцип абсолютной безопасности (нулевого риска).

В силу того, что на практике риск сложной технической системы отличен от нуля, существует необходимость оценки его приемлемого (допустимого) уровня. Таким образом, применение понятия риска позволяет перевести опасность в разряд измеряемых величин, а величину приемлемого риска трактовать как характеристику безопасности. Требуемый уровень безопасности может быть достигнут путем снижения выявленных рисков до приемлемого уровня путем введения соответствующих барьеров безопасности.

В рамках программы «Куру» была проведена оценка рисков наземного оборудования, используемого при подготовке к запуску РБ «Фрегат», на основе результатов качественного анализа возможных нежелательных событий. Само оборудование классифицировалось по природе опасности (электрическое, механо-технологическое, работающее под давлением), а также по так называемым географическим зонам расположения на территории комплекса запуска.

Оценка рисков наземного оборудования основана на методологии ESA и CNES и апробирована при выполнении работ по программе «Куру» («Союз в ГКЦ»).

**РАСЧЕТ ОТКЛОНЕНИЙ ПЕРЕПАДОВ ДАВЛЕНИЯ И РАСХОДОВ РАБОЧЕЙ
СРЕДЫ В ВЕТВЯХ ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКОЙ ЦЕПИ ДВИГАТЕЛЬНОЙ
УСТАНОВКИ ПРИ ВАРИАЦИЯХ ФУНКЦИИ НАДДУВА**

В.П.Аристов, П.П.Телепнев, В.Ю.Ермаков

(ФГУП «НПО им. С.А Лавочкина»)

e-mail: dep103180@laspace.ru

Имеющимися в настоящее время физико-математическими и экспериментальными методами провести достаточно точный расчет нестационарных процессов, происходящих при функционировании сколько-нибудь сложных пневмогидравлических систем двигательных установок КА даже в самом тривиальном их представлении, оказывается невозможным.

Используются методы теории цепей для построения математической модели разветвленной пневмогидравлической системы, состоящей из агрегатов, рассматриваемых как элементы с сосредоточенными параметрами. Пневмогидравлическая система (ПГС) замещается на эквивалентную пневмогидравлическую цепь (ПГЦ). Определяются принципы построения модели. Описывается методология разработки математической модели ПГС.

Приводится процедура описания ПГС с целью использования теории цепей при разработке алгоритма и расчетной программы для исследования нестационарных процессов, происходящих при функционировании ПГС.

Формируются структурные уравнения ПГЦ (уравнения законов сохранения), к которым относятся уравнения баланса расходов для узлов, уравнения баланса перепадов давлений для контуров и уравнения связей между расходом и падением давления для каждой из ветвей цепи.

Разработана алгоритмическая программа на языке Fortran-90, в которой рассчитываются общие закономерности изменения перепада давления и расхода рабочей среды в ветвях ПГЦ при вариациях функции наддува. Проведены тестовые расчеты.

**СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИХ СИСТЕМ НА ОСНОВЕ
РЕКОМЕНДАЦИЙ КОМИТЕТА CCSDS**

А.В.Кантор, А.В.Невзоров, А.Е.Ширшаков, О.С. Шмонов

(ФГУП «НПО им. С.А Лавочкина»)

Комитет CCSDS (Консультативный комитет по системам космических данных), в состав которого входят соответствующие головные агентства многих стран мира (в том числе Российское космическое

агентство), проводит разработку рекомендаций по перспективным телеметрическим и командным системам под общим названием «Усовершенствованные орбитальные системы (сети и каналы данных)», а также под названием «Пакетная телеметрия».

В этих рекомендациях рассмотрен ряд вопросов построения телеметрических систем, которые являются как развитием существовавших ранее подходов, так и новыми подходами. Перечислим основные вопросы построения телеметрических систем, рассмотренные в указанных рекомендациях:

- пакетная телеметрия;
- многофункциональный сбор данных (виртуальные каналы – мастер каналы - физический канал);
- категории качества передачи данных (категории 3, 2 и 1);
- кодирование данных для обнаружения и исправления ошибок в обеспечении соответствующих категорий качества.

Рекомендации определяют широкий диапазон возможностей форматирования (задание формата), которое может обеспечить высокий уровень гибкости при проектировании систем сбора данных на борту КА.

Концепция пакетной телеметрии: обеспечить возможность многочисленным прикладным процессам, происходящим в бортовых источниках, создать единицы (элементы) данных, которые наилучшим образом соответствовали каждому источнику данных и далее поручить бортовой системе данных передать эти единицы (элементы) данных по каналу коммуникаций космос – Земля.

.Многофункциональный сбор данных базируется в первую очередь на понятии «виртуальный канал» (и «мастер канал»), а также на различных видах входной (с позиций виртуального канала) информации (например, блок данных виртуального канала, битовый поток, изохронные октеты (для вставки), пакеты Комитета CCSDS и т.д.) .

Поток данных субсети космического канала связи отображает многообразие входной информации одного виртуального канала, выход с которого поступает непосредственно на физический канал.

Комитет CCSDS предусматривает три различных категории качества при передаче данных по космическому каналу связи.

Контроль ошибок для категорий качества обеспечивается с использованием сочетания обнаружения ошибок, коррекции ошибок и повторной передачи данных.

Категория 3 обеспечивает самое низкое качество. Данные могут быть неполными и имеется умеренное значение того, что ошибки имеются в наличии и что последовательность блоков данных не сохранена.

Категория 2. (к блокам данных виртуального канала добавляется блок проверочных символов кода Рида-Соломона). Передача данных может быть неполной, однако, последовательность сохраняется и имеется очень большая вероятность отсутствия ошибок.

Категория 1. Данные передаются полностью, в заданной последовательности, без дублирования с очень высокой вероятностью отсутствия ошибок. Эта категория качества основывается на реализации схемы повторной передачи, обеспечиваемой автоматическим повторном упорядочением данных совместно с кодированием Рида-Соломона. .

В п. «Категории качества» указаны коды Рида-Соломона, циклический избыточный код (CRC) и сверточное кодирование.

В тезисах доклада кратко рассмотрены лишь коды Рида-Соломона. Код Рида-Соломона является мощным корректирующим кодом. Представляется возможным выбор одной из двух опций:

- для максимального качества (ценой затрат) опция $E = 16$ обеспечивает коррекцию 16 символов Рида-Соломона в ошибке на кодовое слово. Для более низких затрат (с уменьшением качества) опция $E = 8$ обеспечивает коррекцию 8 символов Рида-Соломона на кодовое слово.

Заключение

Представленные в кратком изложении материалы Комитета CCSDS свидетельствуют о возможности существенного совершенствования телеметрических систем для перспективных изделий разработки НПОЛ.

О ВОЗМУЩАЮЩЕМ ВОЗДЕЙСТВИИ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ НА КА «СПЕКТР-РГ» ВБЛИЗИ ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ

С.И. Шматов

(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)

e-mail:sivash2005@yandex.ru

В окрестности точки либрации силовое воздействие солнечной радиации на КА является фактически единственным внешним возмущающим фактором. Для определения степени влияния этого фактора на положение и ориентацию КА «Спектр-РГ» была разработана численная модель радиационных сил, действующих на все внешние поверхности КА. Реализация этой модели была осуществлена с помощью комплекса программ AIRSOL, разработанного в НПО им. С.А. Лавочкина и прошедшего многократную апробацию на реальных КА.

В ходе космической миссии для КА «Спектр-РГ» предусмотрены два режима ориентации относительно Солнца:

а) постоянная солнечная ориентация (ПСО), когда ось OZ связанной системы координат постоянно направлена на Солнце;

б) трехосная система ориентации, когда Солнце находится в плоскости OXZ ($Z > 0$), а угол между направлением на Солнце и осью OX изменяется от 30° до 165° .

В результате расчетов установлено, что в случае ПСО на КА действуют радиационная сила порядка 10^{-4} н и момент порядка 10^{-4} нм. При этом в достаточно большой окрестности этой ориентации силы и моменты знакопостоянны. Это значит, что для обеспечения устойчивой ориентации (а, следовательно, успешного функционирования КА) должен быть парирован кинетический момент, составляющий $2000 \div 3000$ нмс за год.

Для трехосной системы ориентации были получены зависимости радиационных сил и моментов от положения КА относительно направления на Солнце. Из этих зависимостей следует, что в этом случае на КА действуют силы и моменты того же порядка, что и в ПСО. При этом доминирующая составляющая момента M_y знакопостоянна во всем допустимом диапазоне углов, что также приводит к накоплению достаточно большого нескомпенсированного кинетического момента.

Кроме того, показано, что при смещении центра масс КА вверх величина возмущающего момента ощутимо растёт. Соответственно, по мере выработки топлива возмущающий кинетический момент будет накапливаться быстрее.

ОРГАНИЗАЦИЯ ИНФОРМАЦИОННОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ В ЧАСТИ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО И НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЭЛЕКТРО-Л»

К.А. Говоров

(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)

Доклад посвящен вопросам организации информационного взаимодействия между компонентами специального программного обеспечения (СПО) центра управления полетами (ЦУП) космического аппарата (КА) «Электро-Л» в части баллистического и навигационного обеспечения (БНО).

Связь между компонентами специального СПО ЦУП осуществляется посредством реляционных баз данных (БД). БД, предназначены для хранения различного рода баллистической информации (результаты

расчетов, промежуточные результаты расчетов, константы, массивы исходных параметров и др.). Вся навигационно-баллистическая информация структурирована в виде таблиц БД. Данные, представляемые в таблицах обмена, являются физическими величинами. Состав и структура этих таблиц, определена соответствующими протоколами информационного и логического взаимодействия компонентов СПО ЦУП. Большая часть таблиц связана одинаковыми полями (например: тип КИС, номер витка или сеанса связи с КА и др.). Такой подход к организации хранения информации обеспечивает её структурированность и позволяет предотвратить появление избыточных данных. Компоненты СПО ЦУП территориально разнесены, поэтому связь между ними осуществляется через соответствующий телекоммуникационный выделенный канал. В информационном взаимодействии с разных сторон участвует, три системы управления базами данных (СУБД) – это InterBase, MS Access, и FireBird. Первые две работают как клиентские базы данных, а СУБД FireBird является серверной. Информационный обмен на уровне СУБД реализуется через хранимые процедуры.

Использование хранимых процедур позволяет повысить производительность, расширить возможности программирования и поддерживать безопасность СУБД. Хранимые процедуры позволяют ограничить или вообще исключить, непосредственный доступ к таблицам базы данных, оставив пользователям только разрешение на выполнение хранимых процедур, обеспечивающих косвенный или строго регламентированный доступ к данным. Для информационного обмена между компонентами СПО ЦУП, используются два основных типа хранимых процедур, это процедуры выборки (select) и процедуры вставки (insert). Наличие двух таких типов процедур, в полной мере обеспечивает связь между программными комплексами.

Основная часть доклада посвящена описанию подкомплекса программ входящего в состав специального баллистического и навигационного программного обеспечения (СПО-Б) и предназначенного для обмена баллистической и навигационной информацией. Данный подкомплекс, позволяет проводить обмен навигационно-баллистическими данными между БД СПО-Б и БД СПО ЦУП. Подкомплекс имеет графический интерфейс и решает задачи: отправки, выборки, отображения и хранения информации. Отправка записей осуществляется посредством опроса списка записей подготовленным оператором программного комплекса. Все записи помечаются как отправленные, проставляется время и дата извлечения записи из БД. Существует как автоматический

так и ручной режим отправки или выборки записей. Для удобства отображения хранящейся информации применяется фильтрация данных, по какому-либо общему параметру.

В докладе приводятся состав информации обмена, структурные схемы взаимодействия компонентов СПО ЦУП, логические схемы баз данных.

НАПРАВЛЕНИЕ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ МЕТОДИКИ КОНТРОЛЯ УРОВНЯ ЗАГРЯЗНЕНИЯ ПОВЕРХНОСТЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И ЕГО СИСТЕМ

***Е.Б. Паршина, А.Ф. Клишин
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)***

В практике осуществления контроля уровня загрязнения поверхностей космического аппарата и его систем частицами различного происхождения наиболее часто используется стандартная методика, позволяющая оперативно проводить измерения и с учетом этого обеспечивать требуемую чистоту изделий от механических загрязнений при проведении сборочно-монтажных и испытательных работ. Методика основана на применении образцов из материала типа «ФПП-Д», с помощью которых берутся пробы (отпечатки) в заданных зонах исследуемого объекта. Рабочая поверхность экспонированных названным способом образцов затем подробно исследуется сканированием с помощью микроскопа, имеющего масштабную шкалу. При этом определяются виды и размеры обнаруженных загрязнений в каждой исследуемой при сканировании зоне образца. Результаты измерения загрязнений, обработанные и сгруппированные по типоразмерам, позволяют сравнить их с известными нормами по допустимому уровню загрязнения поверхностей и обоснованно принимать решение о допуске объекта для последующих испытаний или о необходимости уменьшения уровня загрязнения его поверхностей до допустимого уровня.

Опыт применения названной методики контроля уровня загрязнения показывает, что наряду с простотой получения исходных результатов измерения (т.е. проб), последующие этапы обработки достаточно трудоемки и могут содержать ошибки субъективного характера. По этой причине число зон, в которых проводятся измерения на поверхности объекта, приходится ограничивать.

Рассматриваются предложения по устранению названных недостатков и повышению достоверности результатов исследования полученных измерений путем автоматизации ряда операций при обработке

измерений в лабораторных условиях. Эффективность предложенных операций демонстрируется результатами, полученными при автономных тепло-вакуумных испытаниях модулей КА разработки предприятия.

РЕГИСТРАЦИЯ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ МЕТЕОРНО-ТЕХНОГЕННЫХ ТЕЛ В ОБЛАСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А.Ф. Клишин

(ФГУП «НПО им. С.А Лавочкина»)

Внешние воздействия высокоскоростных (метеорно-техногенных) частиц на поверхности космического аппарата (КА) и его систем могут приводить к следующим негативным последствиям:

- деградации покрытий с заданными оптическими характеристиками как следствие эрозионного разрушения, а также осаждения продуктов эрозии;
- пробоя элементов конструкции системы или КА, что может повлечь выход их из строя.

Для учета этого опасного вида внешнего воздействия и обеспечения надежного функционирования – при создании, отработке и эксплуатации аппарата необходимо знать реальное распределение потоков твердых высокоскоростных частиц по траектории (орбите) движения конкретного КА. Для низких околоземных орбит ($H \leq 2000$ км) в результате обобщения продолжительных исследований созданы соответствующие стандарты по распределению метеорных (ГОСТ 25645.128-85) и техногенных (ГОСТ РВ 25645.164-97) потоков, причем их данные постоянно дополняются результатами измерения, получаемыми наземными и бортовыми средствами измерения и контроля космического пространства.

Метеорно-техногенная обстановка в области более высоких орбит остается малоизученной, что безусловно влияет на надежность отработки космических аппаратов соответствующего назначения. Используемые в этих случаях расчетные оценки (по моделям разных авторов о распределении метеорных потоков) являются предварительными и требуют экспериментального подтверждения. Поэтому проведение регистрации воздействия метеорно-техногенных тел бортовыми средствами измерения КА на сегодня становится ответственным видом как научных, так и прикладных исследований. Результаты этого вида измерений и их анализ послужат также обоснованием выбора конструкции защиты пилотируемых станций от воздействия высокоскоростных тел

при длительных полетах в зону геостационарной орбиты, к Луне и Марсу.

Анализируются особенности конструкции и параметры работы известных систем регистрации воздействия высокоскоростных тел на КА.

**СТРАТЕГИЯ ГАРАНТИРУЮЩЕГО УПРАВЛЕНИЯ СПУСКОМ КА И ВВОДОМ
В ДЕЙСТВИЕ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ ЗОНДОВ В УСЛОВИЯХ
НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ПАРАМЕТРОВ АТМОСФЕР
ИССЛЕДУЕМЫХ ПЛАНЕТ**

В.В.Мальшев, В.Е.Усачов, П.В.Меркулов*
***(Московский авиационный институт,
ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»)***

Исследование планет Солнечной системы с помощью космических аппаратов (КА) приобретает в последнее время систематический характер. При первых экспедициях на ближайшие к Земле планеты в основном преследовалась цель осуществить перелет и посадку КА на их поверхность. В настоящее время при обсуждении проектов исследовательских КА наряду с задачами по изучению поверхности планеты особое внимание уделяется детальному изучению свойств атмосферы исследуемой планеты с помощью специальных зондов.

Как правило, ввод в действие исследовательского зонда (либо сразу нескольких зондов) происходит параллельно со спуском основного КА на поверхность планеты. При этом на условия ввода налагаются определенные ограничения, невыполнение которых из-за неучета относительно широких пределов неопределенности параметров атмосферы ведет к разрушению зонда, и, следовательно, к неудаче эксперимента.

В связи с этим предлагается применение гарантирующей стратегии управления спуском, в основе которой лежит «игровой» подход к формированию неопределенных воздействий на спускаемый аппарат в процессе его аэродинамического торможения.

Суть данного подхода заключается в предположении, что значение моделируемого фактора заключено в некоторых пределах так называемой области неопределенности, которая задается своими границами. В этом случае при решении каких-либо оптимизационных или предельных задач из всех возможных реализаций неопределенного фактора рассматривается та реализация (из области неопределенно-

сти), которая наихудшим образом скажется на исследуемых показателях (например, на критерии оптимальности).

Выполнение всех накладываемых ограничений при наихудших реализациях неопределенных воздействий будет означать гарантированное выполнение данных ограничений при любых возможных реализациях этих воздействий.

Для подтверждения гарантии искомого результата предлагается гипотетическое статистическое моделирование спуска, в основу которого положен комбинированный вариант учета неопределенности. В этом случае область неопределенности «заполняется» гипотетическими вероятностными характеристиками, полученными для подобных физических условий. Например, когда области неопределенности, характерные для параметров атмосферы планеты, «заполняются» вероятностными характеристиками поведения соответствующих земных параметров атмосферы.

УЧЕТ КОНСТРУКТИВНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КА «ЭЛЕКТРО-Л» ПРИ РАСЧЕТЕ ПАРАМЕТРОВ КОРРЕКЦИИ ОРБИТЫ

***А.Е. Евграфов, Т.А. Ермакова, А.Е. Назаров
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)***

Для обеспечения высокоточного поддержания КА «Электро-Л» в заданной точке «стояния» геостационарной орбиты необходимо минимизировать ошибки исполнения коррекции орбиты. В то же время при существующих конструктивных особенностях двигательной установки (ДУ) при проведении коррекции периода обращения КА имеет место значительный возмущающий фактор, влияющий на точность выдачи импульса скорости. Фактор этот обусловлен возмущающим моментом, действующим на КА за счет того, что центр масс КА не лежит в плоскости действия векторов тяг двигателей, используемых для отработки корректирующего импульса (КИ).

Для парирования этого возмущения на интервале коррекции необходимо включать и другие двигатели, расположенные по соответствующим осям связанной системы (ССК) КА, что приводит к возникнове-

нию возмущающей силы F_x в направлении оси X ССК, не совпадающим с требуемым направлением управляющего воздействия по оси Z ССК (по трансверсали к орбите). Под величиной возмущающей силой понимается средне-интегральное значение тяги двух работающих в им-

пульсном режиме двигателей стабилизации (ДС), которые парируют возмущающий момент на интервале отработки требуемого КИ.

Величина возмущающей силы F_x соизмерима с управляющим воздействием, поэтому при расчете параметров коррекции необходимо учитывать наряду с основной составляющей КИ по оси OZ F_z и составляющую по оси OX F_x . При этом должно учитываться и изменение величины возмущающей силы F_x в течение срока существования КА за счет изменения положения центра масс КА в ССК.

Действие возмущающей силы F_x приводит к изменению ориентации и величины результирующего вектора тяги ДУ $\bar{R}_{ДУ}$ при отработке КИ. Результирующий вектор тяги $\bar{R}_{ДУ}$ будет лежать в плоскости XOZ ССК и составлять некоторый угол α с трансверсалью к орбите.

При разработке специального баллистико-навигационного обеспечения (СПО-Б) для управления КА «Электро-Л» для расчета параметров коррекции приняты определенные номинальные характеристики используемых для коррекции двигателей, включающие величину тяги и углы ее ориентации в ССК.

Суть предлагаемого способа учета влияния возмущающей силы F_x заключается в том, что учет действия возмущающей силы F_x может быть реализован определенным изменением номинальных характеристик ДУ.

Для оценки влияния рассматриваемых возмущений на ошибку исполнения КИ и для подтверждения эффективности предлагаемого способа их учета при расчете параметров коррекции представлены результаты расчетов с помощью СПО-Б, а также приведена оценка связанного с этим увеличения потребных затрат характеристической скорости на этапе поддержания КА в заданной точке «стояния».

**ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СИСТЕМЫ
КОМПЬЮТЕРНОЙ МАТЕМАТИКИ МАТЛАВ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ РАСЧЕТА
ТРАЕКТОРИИ И ДИНАМИКИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА
В АТМОСФЕРЕ ПЛАНЕТЫ**

**В.А. Дерюгин, Б.А. Острешко
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)**

В процессе атмосферного спуска космического аппарата (КА) на поверхность планеты основной задачей является уменьшение гиперзвуковой скорости входа в атмосферу до допустимой скорости посадки. Отличительными особенностями рассматриваемого этапа полета являются: большой уровень кинетической энергии, который необходимо погасить за конечный интервал времени; большие динамические и тепловые нагрузки на аппарат; быстротечность процесса. В связи с этим на стадии проектирования спускаемого аппарата (СА) изучению этапа спуска уделяется особенно пристальное внимание.

Одной из основных задач при изучении процесса спуска в атмосфере планеты является определение траектории и динамики движения аппарата в атмосфере планеты, решение которой основано на численном интегрировании дифференциальных уравнений движения при известных массово-инерционных и аэродинамических характеристиках.

В настоящее время задача безопасного спуска в атмосфере планеты в основном решена, однако с развитием программных средств появляется возможность существенно упростить структуру вычислительных программ, сделать их более наглядными и удобными в использовании.

В связи с этим, в работе предпринимается попытка изучения возможности использования системы компьютерной математики (СКМ) MATLAB для проведения расчетов траектории и динамики спуска аппарата в атмосфере планеты.

Для отработки алгоритма решения поставленной задачи, проведения сравнительной оценки и анализа результатов за основу были взяты варианты расчета параметров спуска СА КА «Фобос-Грунт» в атмосфере Земли, проведенного на этапе проектирования этого КА. В качестве сравнительных характеристик использовались:

- отклонение рассчитанных параметров от эталонных значений (проектировочный расчет);
- машинное время проведения расчетов.

В процессе работы проведено сравнение результатов решений задачи, полученных при помощи стандартных функций СКМ, предназначенных для интегрирования дифференциальных уравнений, численны-

ми методами, реализованными на языке программирования MATLAB и при помощи одного из расширений MATLAB- Simulink, обеспечивающего блочное имитационное моделирование.

Результаты сравнительной оценки представлены в виде графиков и таблиц. Рассмотрены преимущества и недостатки СКМ в сравнении с традиционными языками программирования.

«ЯКОРЕНИЕ» САМОХОДНОГО ШАССИ ЛУНОХОДА –1 (ИСТОРИЯ НЕОЖИДАННЫХ ИСПЫТАНИЙ)

Ю.А.Хаханов

(ОАО « ВНИИТрансмаш»)

В процессе разработки автоматического самоходного шасси (СШ) Лунохода-1 много внимания уделялось его надежной работе. Была создана система безопасности движения (СБД) как элемент системы дистанционного управления (СДУ) при управлении с Земли движением шасси Лунохода –1 на поверхности Луны. Так как, управление движением шасси Лунохода-1 велось по телевизионному изображению местности и движение шасси в течение 2...3 сек. осуществлялось без контроля экипажа, то предусматривалось, что безопасность движения в этот период дублировалась системой СБД. СБД работает автоматически (выдается команда «Стоп» на движение шасси) в следующих ситуациях:

- возможность опрокидывания СШ при дифференте (на нос или корму) и крене на борт на предельных углах устойчивости;
- токовые нагрузки на электродвигателях мотор - колес достигли максимально допустимых величин с учетом времени их действия при пиковых нагрузках;
- температуры в приводах мотор – колес достигли максимально допустимых величин при учете времени их работы при пиковых нагрузках.

В ситуации выхода из строя приводов мотор-колес, экипаж выдает команду на разблокировку привода, а колесо продолжает функционировать уже в пассивном режиме

На основе, проведенных на Земле исследований, были выбраны ситуации и для величины срабатывания СБД.

Но работа по повышению надежности функционирования СШ проводилась и в последние месяцы до отправки летного образца шасси Заказчику - на НПО им С.А. Лавочкина. Был проведен цикл дополнительных исследований по вновь возникшим сомнениям. Так на

определенном этапе возникли вопросы по реализации движения СШ при отказе прибора ПрОП в ситуации внедренного штампа в лунный грунт («Якорение» шасси) или отказе девятого колеса («Зацеп» колесом). Главный конструктор самоходного шасси А.Л. Кемурджиан обратил внимание на важность проведения этих работ и необходимость выработки методики выхода из таких ситуаций. Были подготовлены эксперименты для изучения следующих ситуаций: просто проезд СШ по грунтам-аналогам на горизонтальной поверхности с опущенным и внедренным в грунт штампом при прямолинейном движении, повороте в движении, повороте на месте. Они проводились в последовательности нарастания сложности. Все режимы были реализованы без последствий, т.е. ничего не было сломано, а изменение общего тока нагрузки СШ было минимальным. На следующем этапе ситуация с опущенным штампом была реализована при преодолении различных препятствий: кратер, трещина, груда камней, эскарп и контрэскарп. Весьма продолжителен был поиск сочетания препятствий, при котором удалось избавиться от 9-го колеса. В докладе подробно будут рассмотрены методики исследований и их результаты, что позволило выработать рекомендации по выходу из подобных ситуаций. Но практика натурной эксплуатации Лунохода –1 принесла и другие неожиданные ситуации... Представленные материалы по исследованию аварийных ситуаций и методам выхода из них имеют весьма важное значение при разработке планетоходов нового поколения. Актуальность рассмотренной проблемы только увеличивается, так как не только усложняются научные задачи и аппаратура для их реализации, но увеличиваются сроки их выполнения и стоимость проводимых работ. Нужны новые надежные системы передвижения!

**ПЫЛЕОЧИСТИТЕЛЬ ДЛЯ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ ЛУНОХОДА -1
(НЕИЗВЕСТНОЕ ОБ ИЗВЕСТНОМ ПРОЕКТЕ)**

Ю.А.Хаханов

(ОАО «ВНИИТрансмаш»)

Работа по созданию самоходного шасси Лунохода-1 вступила в завершающую стадию. На этапе подготовки ходовых испытаний самоходного шасси (образец КДИ) поступила информация о проведении дополнительных мероприятий по повышению надежности его работы, в частности, установки пылеочистителя на солнечную батарею (СБ) для ее очистки, если лунная пыль попадет на ее активную плоскость. Это предложение вызвало активное обсуждение в нашей лаборатории.

Идею не успели реализовать или вообще отказались, но о ней пришлось вспомнить позже, во время натурной эксплуатации Лунохода-2 при весьма драматических обстоятельствах. Дело в том, что СБ находилась на внутренней поверхности крышки, а для постоянной подзарядки аккумуляторов во время лунного дня крышка открывалась и элементы СБ попадали под солнечные лучи. При подготовке к лунной ночи крышка закрывалась, что одновременно обеспечивало и терморегуляцию контейнера за счет уменьшения тепловыделения. В открытом положении СБ находилась под переменным углом от горизонтального положения и выходила достаточно далеко за габариты корпуса лунохода. В зависимости от положения Солнца над лунной поверхностью положение СБ менялось для более эффективной зарядки. Так как движение самоходного шасси осуществлялось при открытой СБ, то требовалась большая осторожность в процессе преодоления различных препятствий, особенно кратеров. Хотя преодоление любых препятствий при определенных размерах является достаточно опасной ситуацией. При наземных испытаниях много внимания было уделено методике преодоления различных препятствий. Рассматриваемая ситуация при предельных углах наклона шасси и особенно при определенных сочетаниях препятствий вызывала «головную» боль у исследователей. Основную роль выполняла разработанная система безопасности движением (СБД) автоматического самоходного шасси как элемента системы дистанционного управления (СДУ), которая была использована при управлении с Земли движением шасси Лунохода-1 на поверхности Луны. СБД была задумана и реализована с учетом временной задержки (радиосигнал с Земли до Луны и обратно идет 2...3 сек.). СБД работала автоматически в 4-х ситуациях и, в частности, при возможности опрокидывания СШ на предельных углах устойчивости по дифференту (на нос или корму) или крену на борт... Шел пятый лунный день эксплуатации Лунохода-2. Будничное движение шасси Лунохода-2 проходило при плохой видимости лунной поверхности (при данном положении Солнца засвечивались препятствия). Луноход остановился – неожиданно попали в кратер. СБД не сработала, так как она отказала еще в первый лунный день. На основе проведенного на Земле анализа был выработан алгоритм по выходу шасси из ситуации. Это было реализовано... Поступила информация о падении тока подзарядки. В условиях эмоционального напряжения и дефицита времени принято решение – закрыть несколько раз крышку СБ, так как было высказано мнение, что лунная пыль попала на поверхность СБ...

Критический момент! Вот когда я вспомнил о нереализованном пылеочистителе для СБ. Далее видимая ошибка, еще ошибка и результат – прекращение функционирования Лунохода –2 (тепловой критический режим). Вот так, нереализованное устройство не позволило Луноходу-2 сделать много интересных исследований и существенно продлить время натурной эксплуатации на Луне. Так кто он автор космического пылеочистителя для СБ лунохода? Почему не настоял на реализации идеи...? Неизвестно. Но данная информация полезна разработчикам новых планетоходов.

ВЛИЯНИЕ СОБСТВЕННОЙ ВНЕШНЕЙ АТМОСФЕРЫ НА РАБОТОСПОСОБНОСТЬ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А.Ф. Клишин

(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)

Собственная внешняя атмосфера (СВА) образуется около каждого космического аппарата (КА) после запуска как результат естественных процессов пыле- и газовой выделений материалов и покрытий с внешних поверхностей агрегатов и систем аппарата под воздействием факторов космического пространства и эксплуатационных нагрузок. Параметры СВА (ее состав, плотность и распределение их в ближней области аппарата, а также поток легко конденсирующихся веществ) представляют собой функцию многих переменных и изменяются для конкретного аппарата в зависимости от его конструкции, состава используемых материалов, комплектующих агрегатов и систем, частоты включения двигателей системы управления и ориентации, срока активного существования аппарата и т.д. Негативное влияние СВА на работоспособность космического аппарата проявляется в образовании и изменении светового фона в секторе обзора оптических приборов, а также в образовании устойчивых загрязняющих пленок из легко конденсирующихся веществ на рабочих поверхностях систем с заданными оптическими характеристиками.

При анализе необходимости снижения влияния СВА на функционирование аппаратов различного назначения разработки НПО им. С.А.Лавочкина были рассмотрены основные признаки и требования, позволяющие определить типы КА, работоспособность которых в наибольшей степени зависит от негативного воздействия на них параметров СВА. Показано, что в большинстве случаев основным критерием, характеризующим названный тип КА, служат жесткие исходные требования к допустимому уровню загрязненности рабочей поверхности

оптико-электронных систем целевой аппаратуры КА с учетом всех этапов изготовления и эксплуатации (начиная с момента старта). В первую очередь, к таким КА относятся аппараты, оснащенные оптической аппаратурой - для дистанционного зондирования Земли, метеорологических наблюдений, контроля и исследования космического пространства (оснащенные космическими телескопами различного назначения) и т.д.

Предложенный подход позволил более обоснованно и дифференцированно решать названную проблему на стадии проектно-конструкторских работ и при проведении наземной отработки КА и его систем. При этом конструкцию каждого КА необходимо рассматривать как сложную систему, составляющие элементы которой (агрегаты, устройства, комплектующие, материалы и т.д.) в той или иной мере являются источниками СВА, что может повлиять на их собственную работоспособность или на работоспособность расположенных вблизи агрегатов и устройств аппарата, более чувствительных к конденсирующимся на оптических поверхностях пленкам.

УЧЕТ РЕАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОВЕРХНОСТЕЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КА ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ ТЕПЛОВОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

Б.Ю. Яценко

(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)

При проектировании космических аппаратов (КА) необходимо учитывать взаимное влияние поверхностей конструкции КА на распределение теплового излучения. Особенно актуальной эта задача ставится при проектировании КА нового поколения (без гермоконтейнера) по модульному принципу. Наличие большого числа элементов КА различной формы приводит к многократному переотражению потока теплового излучения между ними.

Применяемые программы расчета теплового излучения дают хорошие результаты в случаях, когда характеристики материала поверхности близки к двум идеальным и противоположным случаям: когда поверхность либо зеркальная, либо рассеивающая. В остальных случаях, при проведении расчета яркости отраженного светового потока от реальных поверхностей распределение интенсивности излучения разделяют на две составляющие - диффузную и зеркальную (закон В.Т.Фонга). Для проведения расчета распределения интенсивности излучения, создаваемого элементами и блоками конструкции КА, предложено использовать модель отражения Ц. Хори с учетом фактических характеристик коэффициентов рассеяния реальных поверхностей.