

## Секция 18

### **Автоматические космические аппараты для планетных и астрофизических исследований.**

#### **Проектирование, конструкция, испытания и расчет**

##### **КОНЦЕПЦИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ НА ОСНОВЕ КЛАСТЕРНОЙ МОДУЛЬНОЙ СИСТЕМЫ**

*А.А. Верлан, М.Б. Мартынов, К.М. Пичхадзе, В.К. Сысоев  
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)*

Рассматривается концепция построения солнечной космической электростанции на основе кластерной фрагментально-модульной системы. Данная концепция предполагает построение ее из автономных спутников связанных информационными каналами. Часть спутников из этой системы являются носителями лазерных каналов передачи энергии на Землю, а другие выполняют роль фотопреобразователей солнечной энергии в электрическую с последующей передачей бесконтактно-индукционным методом на спутник-излучатель.

Использование такой технологии позволит отказаться от проектов построения многометровых конструкций в сотни тонн как фотопреобразователей, так и излучающих систем.

В настоящее время эффективно развивается технология кластерных спутниковых систем, информационно связанных между собой. В NASA-DARPA такой проект получил название «F6».

Предполагается разработка модульного, фрагментарного, то есть не объединённого механически в единое целое спутника или спутниковой платформы. Аппарат должен состоять из свободно движущихся по близким аппаратам целевых модулей, взаимодействующих друг с другом для решения целевых задач по беспроводным линиям связи.

Идеологию программы F6 мы предлагаем распространить на построение солнечной космической электростанции. Ключевым элементом такой технологии является создание трансформируемой конструкции большеразмерной фотопреобразующей панели, преобразующей солнечное излучение в электрическую энергию с накопителями и системой индукционной передачи энергии. Другим вариантом построения энергетической связи спутника-фотоприемника со спутником-передатчиком является использование лазерных генераторов.

Работы по созданию синхронно-работающих спутников с соблюдением межспутниковых расстояний до 1 мм уже начаты в ряде проектов ЕКА: XEUS; LISA; ряд Оптических Космических Интерферометров и разработке программы F6. Данные разработки могут служить основой для создания предлагаемой концепции солнечной космической электростанции.

### **ВЫБОР ТЕХНОЛОГИИ ЛАЗЕРНОЙ ПЕРФОРАЦИИ ПЛЕНОК ЭКРАНОВАКУУМНОЙ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

*А.А.Барабанов, П.А.Вятлев, Д.В.Сергеев, В.К.Сысоев  
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)*

Развитие современного производства изделий ракетно-космической техники обуславливает все возрастающее внедрение наукоемких технологий, в том числе и лазерной технологии обработки материалов.

Лазерная перфорация материалов – одна из высокоэффективных технологий обработки материалов. В данной работе рассматривается перфорация пленок ЭВТИ.

Для лучшего вакуумирования и защиты от электростатического разряда ЭВТИ необходимо перфорировать.

Существуют различные методы перфорации отверстий в ЭВТИ, чаще всего механические. Механические методы перфорации отверстий обладают существенным недостатком: низкой скоростью перфорации, механическая прочность перфорированных таким способом пленок уменьшается.

В данной работе задача лазерной перфорации пленок ЭВТИ – получение отверстий диаметром 1-3 мм с шагом 10-50 мм, и при этом прочность пленок не должна уменьшаться. и на пленки ЭВТИ не должны осаждаться продукты возгонки этих материалов.

Для решения целей работы нами были испытаны три импульсные лазерные системы:

- испарение полного отверстия импульсным лазерным излучением. При этом зависимости от спектра излучения и длительности импульса обнаружено не было. Однако энергия порядка 1,5 Дж и большая площадь около 3 мм<sup>2</sup> приводили к загрязнению пленки продуктами испарения;

- второй тип технологии – это применение оптики для фокусировки лазерного излучения в виде кольца с толщиной 200 мкм. Примене-

ние такого метода позволило получить более «чистые» отверстия с энергозатратами на порядок меньше (0,2 Дж). Однако такая технология не позволяет менять диаметр отверстия;

- третий тип технологии – применение импульсно-периодического волоконного лазера и сканирующей системы, что позволило вырезать отверстия в материале пучком с шириной около 40 мкм. Данная технология позволила получить отверстия с минимальным испарением материала и любого диаметра.

Проведенные работы показали, что перфорация пленок ЭВТИ с минимальными энергозатратами, высокой точностью и чистотой наиболее оптимальна при применении волоконных лазеров со сканером.

#### **АНАЛИЗ СХЕМНЫХ РЕШЕНИЙ ПОСАДОК ПЛАНЕТОХОДОВ НА ПОВЕРХНОСТЬ ИССЛЕДУЕМЫХ ПЛАНЕТ**

*В.А.Воронцов, С.П.Буслаев, А.М. Крайнов*

*(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)*

*e-mail: se.bouslaev@yandex.ru, ztk-tol@mail.ru*

Рассматриваются схемы посадки и развертывания на поверхностях исследуемых планет различных типов планетоходов, обеспечивающие доставку и сход планетоходов на поверхность для дальнейшего функционирования. Проведён функциональный и структурный анализ схем посадки и развертывания планетоходов. Рассматриваются предварительные требования к схемам посадки и к планетоходам, при этом особое внимание обращается на специфику планетоходов как полезной нагрузки.

Показано, что при разработке схемы посадки целесообразно рассматривать посадочный аппарат (ПА), посадочное устройство (ПУ) и планетоход (ПЛ) как одну систему «ПА + ПУ + ПЛ» с возможностью рационального перераспределения некоторых функций между ними внутри этой системы в процессе посадки и развертывания на поверхности в зависимости от исполнения и внешних условий.

#### **РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

*И.В. Платов*

*(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)*

В условиях быстрого развития электроники актуальность малых космических аппаратов растёт с каждым днём. В настоящее время ма-

лые КА решают различные научные и прикладные задачи, используются они и в качестве автоматических межпланетных станций – малая масса позволяет вывести их на высокоэнергетические орбиты и использовать в качестве маршевых ДУ двигателя малой тяги (электроракетные двигательные установки (ЭРДУ)).

Электроракетный двигательный модуль (ЭРДМ) является основной частью ЭРДУ малого космического аппарата (МКА) и предназначен для создания импульсов тяги в составе ЭРДУ в режимах марша, коррекций и разгрузки двигателей-маховиков (ДМ) КА.

На основании проведенного баллистического расчета для реализации задачи перелета по трассе «Земля – Луна» ЭРДМ предполагается разрабатывать с использованием двигателя КМ-60 (производства «Центра Келдыша»), а состав схемы преимущественно формировать на основании блоков производства ОКБ «Факел»:

двигательный блок на основе стационарного плазменного двигателя КМ-60 (Холловский двигатель КМ-60 отработывался под следующие номинальные параметры: напряжение разряда – 500 В; мощность разряда – 670 Вт; тяга – 36 мН (сдаточное значение); удельный импульс – 1716 с (сдаточное значение); средний за время ресурса удельный импульс – не менее 1850 с; общий суммарный импульс тяги – не менее 380 кН·с; масса двигателя – 3150 г.), который содержит два механизма регулировки расхода (МРР), механизм ориентации двигателя, КМ-60 при этом размещается на подвижной части механизма ориентации;

блок хранения ксенона представляет собой композитный шаробаллон объемом 42·10<sup>-3</sup> м<sup>3</sup> (42 л), массой – 13 кг и внешним диаметром 450 мм;

блок клапанов, соединяющих ЭРДМ с блоком хранения ксенона ЭРДУ;

блок управления расходом, обеспечивающий редуцированную подачу ксенона в системе;

три блока подачи ксенона:

- блок подачи ксенона в анод двигателя на маршевом режиме;
- блок подачи ксенона в катод двигателя;
- блок подачи ксенона в анод двигателя на режиме разгрузки

ДМ.

А также: блок управления механизмом ориентации двигателя, межблочные кабели и трубопроводы, датчики температуры и давления,

фильтры, двенадцать газовых двигателей (ГД-50) и блок подачи ксенона в ГД-50.

Несущей конструкцией для ЭРДУ служит корпус в форме параллелепипеда в виде рамы из сотопанелей. Конструктивно ЭРДМ состоит из композитного бака для хранения рабочего тела, расположенных в верхней части параллелепипеда. Бак имеет сферическую форму и фиксируется к несущей конструкции кронштейном в виде чаши. Двигательный блок расположен на нижней стенке аппарата, свободной от приводов солнечных батарей. Механизм ориентации двигателя позволяет направлять вектор тяги КМ-60 на  $34^\circ$  в сторону удаленной от приводов солнечных панелей аппарата (ось X) и по  $14^\circ$  (ось Y). Газовые двигатели обеспечивают стабилизацию и ориентацию КА. Температура и давление газа в системе определяются датчиками.

Масса не заправленной ЭРДУ с приведенным перечнем элементов составила 45 кг (без трубопроводов и кабелей). Для снижения массы ЭРДМ предлагается применить в схеме ряд блоков производства ОАО «ИСС» и «Центра Келдыша». В результате схема ЭРДМ изменилась в части магистрали блоков обеспечения работоспособности КМ-60. Вместо блоков редуцирования и подготовки ксенона устанавливается блок подготовки ксенона, разработанный «ИСС», а МРР заменены на блок управления расходом, производства «Центра Келдыша». При реализации этой схемы масса не заправленной ЭРДУ составит 37,5 кг, что дает возможность, например, установить второй двигатель КМ-60, что существенно позволит повысить надежность и ресурс ЭРДУ разрабатываемого МКА.

#### **РАЗРАБОТКА МЕТОДА ВЫБОРА ТОЧНОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ КА ДЛЯ ПРИВЯЗКИ СНИМКОВ, ПОЛУЧЕННЫХ С КА, К ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ С ЗАДАННОЙ ПОГРЕШНОСТЬЮ**

*С.Ю. Самойлов*

*(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)*

Многие задачи, решаемые при помощи космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ), требуют определения координат объектов по их изображениям на снимках, сделанных с КА. Географическая привязка изображения заключается в установлении зависимости между координатами элемента изображения и географическими координатами соответствующей ему точки поверхности Земли.

Простейшие известные методы определения координат объектов основаны на использовании топографических карт. Согласно этому ме-

тому опознанный на снимке объект переносится (идентифицируется) на карту, и по ней определяются его координаты. Такой способ не может быть применен для определения координат объектов, находящихся на местности, на которую в данный момент нет достоверной картографической продукции. В связи с этим метод определения координат объектов, основанный на использовании топографических карт, имеет узкую область применения.

Наиболее широкое распространение получили аналитические методы определения координат объектов. Аналитические методы основаны на знании законов движения и конструктивных особенностей съемочной системы.

Из аналитических методов наиболее простым и распространенным является фотограмметрический метод без использования опорных точек с учетом высоты местности.

На погрешность координатной привязки влияют многие факторы, среди которых и параметры КА и его целевой аппаратуры, кроме того бортовые системы КА могут иметь ограничения на значения своих проектных параметров. Для выбора значений проектных параметров КА, снимки с которых должны отвечать требованиям по погрешности координатной привязки при наличии ограничений со стороны бортовых систем КА предлагается использовать поэтапный метод выбора проектных параметров КА, основанный на расчете коэффициентов влияния соответствующий точностных параметров КА.

В докладе приводится модель определения координат точек снимка при помощи аналитического метода, модель учета рельефа снимаемой местности, а так же модель оценки погрешности привязки изображения, метод выбора проектных параметров КА по заданной погрешности привязки снимков.

#### **СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УДАРНОГО НАГРУЖЕНИЯ КА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ИХ ИСПЫТАНИЙ**

*О. Г. Деменко, Н. А. Михаленков  
(ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина»)  
e-mail: n.mikhalenkov@gmail.com*

Величина ударной перегрузки и уровень перегрузки ударного спектра быстро снижаются при удалении от плоскости удара. Целесообразно, чтобы требования к ударной прочности объектов оборудования космических аппаратов (КА) учитывали место их расположения на конструкции КА. Такой подход позволит не перегружать избыточными

требованиями объекты оборудования КА, находящиеся в неопасной при ударе зоне, и надежно защищать прочность тех единиц оборудования, которые находятся в зоне удара.

Основные недостатки существующих методов обеспечения ударной прочности объектов оборудования КА:

- уровень ударной прочности, по существу, задаётся только величиной максимальной перегрузки и её длительностью на входе в объект испытаний;
- при задании требований ударной прочности не учитывается удалённость объекта от места приложения ударной нагрузки.

Ударный спектр получается достаточно широким: от 100 до 20000 Гц. Большая часть испытательной техники рассчитана на создание ударных нагрузок с низкочастотным спектром. С другой стороны имеются различные устройства, способные создавать ударные усилия большой величины и широкого спектра, но не имеющие возможности управлять этим спектром.

Разработка методики испытаний объектов оборудования КА на ударную прочность включает в себя решение следующих подзадач:

- исследование и анализ существующих средств создания ударных нагрузок с точки зрения создаваемых ими ударных спектров;
- выявление и анализ факторов, влияющих на величину и характер ударного спектра;
- моделирование и анализ распространения ударной волны в конструкции КА;
- разработка переходного устройства, способного трансформировать исходный удар в требуемый ударный спектр на входе в объект испытаний.

#### **О КИНЕМАТИКЕ СБЛИЖЕНИЯ И УВОДА ОПАСНОГО АСТЕРОИДА ОТ СТОЛКНОВЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ**

*А. Е. Евграфов, В. Г. Польш, А. В. Симонов*

*(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)*

*e-mail: eae@laspace, polvad@laspace*

Общепризнано, что проблема астероидно-кометной опасности представляет собой комплексную проблему, требующую своего решения и разделяющуюся на три составные части: а) обнаружение и мониторинг опасных объектов, б) выбор средств противодействия столкновению, и в) доставка средств противодействия к угрожающему объекту.

В настоящее время наиболее успешно решается первая часть - обнаружение, каталогизация и мониторинг угрожающих ситуаций. Ближиться к концу каталогизация опасных астероидов километрового размера и более. Число учтенных объектов меньших масштабов приближается к половине оцениваемого их общего количества и можно рассчитывать на их полную каталогизацию в течение десяти последующих лет. При этом к настоящему моменту обнаружен лишь один объект, представляющий реально оцениваемую угрозу (астероид Апофис). Это обстоятельство требует анализа возможных действий, вытекающих из содержания проблемы астероидной опасности в целом.

Однако сегодня в части практически разработанных решений остальных двух частей проблемы пока таких же успехов пока не достигнуто. Противодействие удару по Земле может решаться уводом тела с траектории, приводящей к удару по Земле. Эффективный увод астероида ведет к его пролету через точку прицеливания, отнесенную на некоторое минимальное и безопасное расстояние от центра Земли. Такой увод связывается с определенным изменением вектора скорости астероида, подчиняющимся условию минимальности модуля вектора коррекции.

Ключевым параметром увода является требуемое изменение относительного положения сближающегося астероида и Земли в момент наибольшего сближения. В настоящем сообщении рассматривается кинематика близкого пролета астероида у Земли и вариации минимального расстояния между центрами масс астероида и Земли, которое является функцией координат точки прицеливания, отсчитываемых относительно Земли.

В сообщении рассматривается зависимость этой функции от смещения точки прицеливания в различных направлениях для случаев различного расположения траекторий Земли и астероида. Показано, что эффективный увод и смещение весьма зависят от той или иной конкретной ситуации. Делаются рекомендации по выбору стратегии наиболее экономных и эффективных коррекций траектории астероида для характерных случаев.



## **О ПРЕДЕЛАХ ВОЗМОЖНОГО УВОДА ОПАСНЫХ АСТЕРОИДОВ ОТ СТОЛКНОВЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ**

*А. Е. Евграфов, В. Г. Поль, А. В. Симонов  
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)*

*e-mail: eae@laspase, alex.simonov@laspase.ru*

В настоящее время проблемы астероидной опасности вполне созрели для рассмотрения технологических вопросов реализации предотвращения удара по Земле. В литературе по указанной проблеме в качестве основного способа предотвращения столкновения астероида с Землей рассматривается реализация увода астероида с поражающей траектории. Такой увод угрожающего астероида должен выполняться за счет приложения к нему некоторой силы, корректирующей его скорость, причем предлагаемые способы создания такой силы отличаются большим разнообразием. Однако практически все предложения страдают недостатком количественных оценок потребных воздействий, что не позволяет судить о возможностях их практической реализации. Кроме того, конкретные рекомендации по пространственной схеме такого воздействия, облегчающие операцию увода и повышающие его эффективность, также не рассматриваются.

Обнаружение астероида Апофис в 2004г и анализ возможности возникновения возвратных (резонансных) траекторий при его прогнозируемом близком пролете мимо Земли показал, что проблему увода астероида от столкновения с планетой необходимо рассматривать в двух аспектах, качественно различающихся по своим количественным потребным воздействиям. Так, в случае прямого удара по Земле, целью увода астероида будет являться коррекция его траектории, обеспечивающая пролет мимо Земли на расстоянии, равном ее эффективному радиусу захвата  $R_z$ . В другом случае, при близком пролете астероида мимо Земли через зону резонансного возврата оказывается, что его увод от удара при последующих резонансных возвращениях к Земле потребует коррекции траектории на три порядка меньше.

В соответствии с этим рассматривается задача оценки величины силового воздействия, характерного для двух указанных выше случаев. На основе результатов анализа кинематики сближения и увода астероида от удара, исследуется эффективность выполнения увода небесного тела, определяются необходимые воздействия и коррекции вектора скорости астероида, обеспечивающие получение нужного результата. Исходя из реально представимых характеристик реактивных двигательных установок, получены оценки диапазона размеров астероидов, для

которых принципиально возможно предотвращение удара малого небесного тела по Земле.

**АНАЛИЗ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ  
ПАРАМЕТРОВ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА  
«ЭЛЕКТРО-Л» НА ЭТАПЕ ОПЫТНОЙ  
ЭКСПЛУАТАЦИИ**

*А.Е. Евграфов, А.Е. Назаров, К.А. Говоров*

*(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)*

*e-mail: vitivlo@laspaces.ru*

Пуск геостационарного метеорологического космического аппарата (КА) «Электро-Л» состоялся 20.01.2011 г. После проведения лётно-конструкторских испытаний с 1.07.2011 г. для КА «Электро-Л» начался этап опытной эксплуатации в точке «стояния» геостационарной орбиты (ГСО) 76° в.д. Особенностью организации навигационно-баллистического обеспечения (НБО) для решения целевой задачи этим КА являются очень жесткие требования по точности определения и прогнозирования параметров орбиты на момент работы целевой аппаратуры, а именно:

- вдоль орбиты – 1 км;
- в боковом направлении – 1 км;
- по высоте – 10 км.

При этом должно обеспечиваться автономное функционирование КА в течение не менее 10 суток.

Для выполнения этих требований было предложено использовать двух пунктовую схему проведения измерений текущих навигационных параметров (ИТНП) с хорошей геометрией разнесения наземных измерительных пунктов (НИП) по долготе. Для контроля параметров орбиты КА «Электро-Л» привлекались по штатной схеме два наземных измерительных средства: командно-измерительная станция (КИС) «Клён», расположенная в Московской области на пункте «Медвежьи озёра» и КИС «Клён-Э», расположенная в Красноярском крае в г. Железногорск.

В связи с особенностями движения КА на геостационарной орбите в качестве измеряемых параметров использовались измерения только наклонной дальности. КИС типа «Клён» в соответствии с техническим заданием (ТЗ) должна обеспечивать измерение наклонной дальности до КА с погрешностями измерений (без учёта тропосферной и ионосферной ошибок):

- систематическая составляющая погрешности не более 5 м;
- среднеквадратическое значение флюктуационной погрешности не более 1 м.

При этом, количество достоверных измерений в сеансе должно быть не менее 70% от числа выдаваемых в линию связи.

Решение задач по определению параметров орбиты КА «Электро-Л» на этапе опытной эксплуатации осуществлялось подгруппами баллистического обеспечения в ЦУП-МЭ (ФГУП «ЦНИИмаш») с помощью специального программного обеспечения (СПО-НБО) и в ЦПИ-Л (ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина») с помощью (СПО-Б). В ЦПИ-Л проводились независимые дублирующие расчёты в интересах контроля достоверности формируемых начальных условий (НУ) движения центра масс КА.

В период с 1.01.2012 г. по 30.09.2012 г. по результатам обработки ИТНП было сформировано более 540 НУ.

На этапе опытной эксплуатации были проведены оценки качества ИТНП и получены следующие обобщенные результаты соответственно для КИС «Клён» и КИС «Клён-Э»:

- изменения систематической составляющей погрешности измерения дальности (абсолютное значение) от 0,69 до 17,39 м и от 0,01 до 11,25 м;
- изменения среднеквадратического значения флюктуационной погрешности измерения дальности составляет от 0,08 до 0,44 м и от 0,06 до 0,32 м.

Следует отметить, что оценка качества ИТНП проводилась относительно уточнённых по этим измерениям параметров орбиты и содержит погрешности моделирования движения КА, в том числе связанные с проведением технологических динамических операций КА (включение двигателей стабилизации для разгрузки системы управляющих двигателей маховиков), а также погрешности положения измерительных средств.

Наряду с оценкой качества ИТНП проводилась оценка точности определения и прогнозирования параметров орбиты. В качестве основного показателя точности принималась ошибка прогноза положения центра масс КА в абсолютном пространстве для различных интервалов времени.

Определение этой ошибки на заданном интервале времени проводилось относительно полученных по результатам обработки ИТНП параметрам орбиты (НУ). В докладе приведены результаты этой оценки и проведен анализ степени выполнения требований ТЗ в части

**РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ  
МИКРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО ДАННЫМ О МАГНИТНОМ ПОЛЕ  
ЗЕМЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФИЛЬТРА КАЛМАНА**

*А.Н. Павлова, Е.В. Власенков, Т.Ш. Комбаев  
(ФГУП «НПО им.С.А. Лавочкина»)*

Задача определения ориентации микрокосмического аппарата (МКА) не решается без информации о положении и скорости МКА. Поэтому задачу навигации и определения ориентации следует рассматривать в целом как комплексную.

Эффективность применения МКА существенным образом зависит от технических характеристик и функциональных возможностей системы навигации и определения ориентации. Особое место среди них занимают магнитные системы. Они просты в изготовлении, имеют относительно малое энергопотребление и массы в то же время обеспечивают приемлемую для научных экспериментов точность навигации и ориентации.

В настоящей работе рассматривается система навигации и определения ориентации, в которой единственным чувствительным элементом является трёхосный магнитометр. Задача навигации и определения ориентации МКА по показаниям трёхосного магнитометра без привлечения иных измерений решается с помощью алгоритма рекуррентного оценивания - фильтра Калмана. Фильтр использует модель динамической системы для получения оценки, которая корректируется в результате анализа каждой новой выборки измерений во временной последовательности.

В среде MatLab написана программа, позволяющая моделировать движение МКА на орбите, имитировать показания магнитометра, и, таким образом, моделировать работу фильтра Калмана. Исследована точность и сходимость фильтра.

Проведена апробация математической модели с учетом результатов обработки магнитометрической информации служебных магнитометров, полученной с действующего МКА.

**ЛАБОРАТОРНЫЕ И ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ  
СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ МИКРОСПУТНИКА "ЧИБИС-М"**

*М.Ю. Овчинников, Д.С. Иванов, С.С. Ткачев,  
Д.С. Ролдугин, С.О. Карпенко\*, Н.А. Ивлев\**  
(ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, \*ООО "Спутникс")  
*e-mail: ovchinni@keldysh.ru*

Использование малогабаритных спутников позволяет удешевить стоимость миссии и срок её разработки, но сопряжено с трудностями, обусловленными серьезными ограничениями по энергетике и вычислительным ресурсам на борту аппаратов, что накладывает требования к служебным системам, в том числе к системе ориентации. Малые размеры микроспутников позволяют провести лабораторные испытания всей системы ориентации в целом, успешное проведение которых позволяет с большей степенью уверенности надеяться на успешную работу в орбитальном полете.

Летные испытания системы ориентации и стабилизации малого космического аппарата (МКА) проходят в несколько этапов. Первые этапы испытаний включают в себя последовательные проверки на работоспособность датчиков определения ориентации, исполнительных органов. Далее производится оценка их калибровочных характеристик, сравнение их с номинальными, полученными при наземной калибровке и лабораторных испытаниях, из чего делается вывод о корректности работы приборов. На следующих этапах проверяется работоспособность алгоритмов определения ориентации и алгоритмов управления ориентацией. И результатом всего цикла летных испытаний являются такие характеристики системы ориентации как точность определения ориентации и точность стабилизации МКА.

В настоящей работе представлены результаты лабораторных и летных испытаний алгоритмов системы ориентации МКА "Чибис-М" (МКА разработан, изготовлен и эксплуатируется ИКИ РАН), анализируется точность определения ориентации в различных режимах углового движения, определяется точность стабилизации МКА относительно орбитальной системы координат. Кроме того, на примерах проанализирована логика автоматического переключения режимов определения и управления ориентацией МКА.

Работа выполнена по заказу ООО "Спутникс" (контракт № 1226\11-1) и при поддержке Минобрнауки и РФФИ.

**ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ АКТИВНОЙ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ  
МАЛОГО СПУТНИКА, РЕАЛИЗУЕМОЙ ПРИ ПОМОЩИ  
ТОКОВЫХ КАТУШЕК**

*М.Ю. Овчинников, В.И. Пеньков<sup>\*</sup>, Д.С. Ролдугин*  
*(Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН,*  
*<sup>\*</sup>Московский авиационный институт)*  
*e-mail: ovchinni@keldysh.ru, rolduginds@gmail.com*

В работе рассматривается динамика спутника, оснащенного магнитной системой ориентации. Исполнительными элементами являются три взаимно перпендикулярные токовые катушки. Рассматриваются три режима работы системы ориентации. В первом режиме исследуется гашение начальной угловой скорости спутника. В переходном движении получен полный набор независимых автономных первых интегралов осредненных уравнений движения. Определена зависимость быстродействия системы от наклона орбиты. Найдено направление в инерциальном пространстве, к которому стремится вектор кинетического момента. Для стационарного режима получена точность ориентации.

Второй режим реализует одноосную ориентацию спутника, стабилизированного собственным вращением. При этом предлагается схема управления, не требующая предварительного успокоения спутника, что позволяет увеличить быстродействие. Для всех используемых в схеме алгоритмов при некоторых допущениях получены полные наборы независимых автономных первых интегралов осредненных уравнений движения, найдена зависимость быстродействия алгоритмов от наклона орбиты и начальных условий.

Третий режим – трехосная ориентация в инерциальном пространстве. Показана возможность обеспечения необходимой ориентации, доказываемая асимптотическая устойчивость требуемого положения равновесия при выборе параметров управления из некоторой области, аналитически получены границы этой области.

Достоверность отдельных результатов подтверждена лабораторными и летными испытаниями.

**ОСОБЕННОСТИ РАДИАЦИОННОЙ ГАЗОВОЙ ДИНАМИКИ  
МЕЖПЛАНЕТНЫХ ЗОНДОВ В АТМОСФЕРЕ  
УГЛЕКИСЛОГО ГАЗА**

*С.Т. Суржиков*

*(Институт проблем механики им. А.Ю.Ишлинского РАН)*

*e-mail: surg@ipmnet.ru*

В работе получены расчетные данные по конвективному и радиационному нагреву трех межпланетных зондов Pathfinder, Exomars и Mars Science Laboratory (MSL) при их входе в атмосферу Марса под углом атаки. Выполнен расчет конвективного и спектрального радиационного нагрева всей поверхности космического аппарата, при его движении под углом атаки. Показана принципиальная важность учета радиационного нагрева поверхности КА в инфракрасной области спектра.

Представлен анализ спектрального состава теплового излучения достигающего поверхности космического аппарата, который позволяет отметить смену режимов радиационного нагрева. На начальном участке траектории входа радиационный нагрев происходит в видимой и ультрафиолетовой областях спектра, где излучают электронно-колебательные полосы двухатомных молекул. По мере торможения КА максимум радиационного нагрева смещается в инфракрасную область, где излучают колебательно-вращательные полосы CO<sub>2</sub>.

В трехмерной постановке решена система уравнений движения вязкого, теплопроводного, химически неравновесного, селективно излучающего и поглощающего газа, численное интегрирование которых реализовано в компьютерной платформе NERAT+ASTEROID.

Спектральные и групповые свойства высокотемпературной смеси газов сложного химического состава рассчитывались с использованием компьютерного кода ASTEROID. Спектральный коэффициент поглощения представлялся в виде 97-ми групповой модели в спектральном диапазоне волновых чисел 1000 – 150000 см<sup>-1</sup>. При формировании групповых спектральных характеристик объемный спектральный коэффициент поглощения в молекулярных полосах усреднялся по вращательной структуре в диапазоне 20 см<sup>-1</sup>. В полном спектральном диапазоне учитывались колебательно-вращательные полосы поглощения молекул NO, CO<sub>2</sub>, CO, электронно-колебательные полосы молекул N<sub>2</sub>, O<sub>2</sub>, NO, CO<sub>2</sub>, CO, CN, процессы фотодиссоциации молекул CO, O<sub>2</sub>. В силу малости ионизации радиационные процессы с участием электронов не учитывались.

Для расчета плотности интегрального по спектру радиационного теплового потока к поверхности применялся метод дискретных направлений (Ray-tracing method). В каждой спектральной группе выполнялось интегрирование уравнения переноса теплового излучения вдоль 160 лучей, испускаемых с заданной точки поверхности.

Исследовались траектории входа трех межпланетных зондов: Pathfinder, Exomars и MSL. Выполнен сравнительный анализ конвективного и радиационного нагрева этих космических аппаратов. Показано, что подветренная поверхность зондов подвержена заметному радиационному нагреву в инфракрасной области спектра, в чем состоит принципиальное отличие от нагрева космических аппаратов, возвращаемых в атмосферу Земли. Наветренная сторона нагревается, в основном, посредством конвективного теплового потока, включающего теплопроводностную и диффузионную составляющие. В рассмотренном здесь случае абсолютно каталитической поверхности диффузионная составляющая конвективного теплового потока является преобладающей.

Представлены результаты тестирования использованной расчетной модели на примере экспериментальных данных по наземным и летным испытаниям.

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных исследований РАН.



**О ПРИМЕНЕНИИ МОДЕЛИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА К АНАЛИЗУ  
ВОЗДЕЙСТВИЯ ТЕХНОГЕННЫХ ЧАСТИЦ НА ЭЛЕМЕНТЫ  
КОНСТРУКЦИИ КА**

*Д.Б. Добрица*  
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)  
*e-mail: dobrica@laspace.ru*

Рассматриваются проблемы, возникающие при применении модели распределения частиц космического мусора (КМ) на предмет оценки риска от воздействий техногенных частиц на элементы конструкции космического аппарата (КА), находящегося на околоземной орбите, и противометеорной защиты. Описывается способ адаптации Российской модели космического мусора SDPA, примененный автором и позволивший провести на основе нее расчеты стойкости элементов конструкции КА к воздействию частиц КМ. В примерах расчета полученные результаты сравниваются с данными, полученными с помощью известных зарубежных моделей оценки риска воздействия метеорно-техногенных тел. Проблема роста загрязненности околоземного космического пространства частицами КМ рассматривается на примере сравнения результатов расчета воздействия частиц КМ и метеорных частиц.

**ОБНАРУЖЕНИЕ И ИДЕНТИФИКАЦИЯ РАДИАЦИОННОЙ КОМПОНЕНТЫ  
КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМИЧЕСКОМ  
ПРОСТРАНСТВЕ**

*С.Е. Улин, В.В.Дмитренко, И.В.Архангельская, К.А.Боярчук<sup>\*</sup>,  
Л.В.Рыхлова<sup>\*\*</sup>, Н.С.Бахтигараев<sup>\*\*</sup>*  
*e-mail: seulin@gmail.com*

*(Национальный исследовательский ядерный университет МИФИ,<sup>\*\*</sup>  
ОАО "Корпорация "ВНИИЭМ",<sup>\*\*</sup> ИНАСАН)*

В настоящее время в околоземном космическом пространстве наблюдается несколько сотен тысяч различных фрагментов космического мусора (ФКМ) с размерами около 10 см и более. Особой проблемой является радиоактивная составляющая КМ, происхождение которой обусловлено использованием на космических аппаратах (КА) радиоизотопных источников энергии (РИЭ) и ядерно-энергетических установок (ЯЭУ). В прошлом было проведено множество запусков КА с ЯЭУ и РИЭ, и, по всей видимости, их использование для КА будут продолжено, т.к. на сегодняшний день нет альтернативы ядерным источникам энергии. Использование таких энергетических систем на КА приводит к увеличе-

нию риска глобального радиационного загрязнения атмосферы и поверхности Земли. Несмотря на то, что на современных КА предусмотрены системы аварийной отправки радиоактивных блоков на орбиты временного захоронения, существует вероятность их столкновения с обычным КМ, в результате чего может произойти их разрушение и сход с орбиты. Для уменьшения рисков возникновения подобных ситуаций необходимо создавать систему космического радиационного мониторинга околоземного космического пространства, основными задачами которого являются обнаружение, идентификация и каталогизации существующих радиоактивных фрагментов космического мусора (РФКМ).

РФКМ являются источником гамма-нейтронного излучения, исследование которого позволяет определить их тип, динамику дальнейшего состояния, а также оценить их вклад в общую радиационную обстановку околоземного космического пространства. Для обнаружения и идентификации РФКМ целесообразно использовать детекторы гамма-нейтронного излучения, что позволит детально измерить энергетический спектр радиоактивных объектов и определить их изотопный и количественный состав.

В данной работе обсуждается метод обнаружения и идентификации РФКМ с использованием специализированной гамма-нейтронной детектирующей аппаратуры, которая может быть установлена на борту различных КА. Приводятся результаты наблюдений одного из объектов РФКМ с помощью сцинтилляционного гамма-детектора, установленного на ИСЗ "Коронос-Ф".

### **РЕГИСТРАЦИЯ МЕТЕОРНО-ТЕХНОГЕННЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ БОРТОВЫМИ СРЕДСТВАМИ КА**

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

Одним из опасных видов внешних воздействий, приводящих к выходу из строя элементов, систем конструкции или самого космического аппарата (КА), является его столкновение с высокоскоростными космическими частицами естественного или искусственного (техногенного) происхождения.

Если данные по метеорной обстановке в околоземном космическом пространстве (представленные в соответствующем стандарте) в общем консервативны, то техногенная обстановка динамично изменяется из-за быстрого увеличения числа объектов техногенного происхождения. Наземные средства наблюдения национальных систем кон-

троля космического пространства оперативно представляют каталоги космических объектов (КО) на низких орбитах (размер КО  $\geq 10$  см.), число которых на сегодня достигает  $\sim 2 \times 10^4$ . При этом по оценкам, число высокоскоростных малоразмерных техногенных тел ( $\varnothing < 10$  см) почти на два порядка больше количества каталогизированных объектов, а техногенная опасность из-за них на отдельных высотах в 1,5...3 раза превышает метеорную. Установлено, что реальная обстановка по распределению техногенных тел на различных орбитах может быть получена с использованием:

- КА – мишеней (которые должны быть возвращены на Землю после штатной эксплуатации);
- бортовых средств непрерывной регистрации воздействия на КА и его системы метеорно-техногенных тел.

Приводится обзор известных, а также перспективных систем регистрации воздействия высокоскоростных частиц на КА. Результаты таких измерений необходимы для уточнения метеорно-техногенной обстановки в космическом пространстве и выбора конструкции защиты КА от этих воздействий.

#### **ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МАЛЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ**

*О.Н.Жданов,*

*(Сибирский Государственный Аэрокосмический университет  
имени академика М.Ф.Решетнева)*

*e-mail: onzhdanov@mail.ru*

Получены формулы, выражающие надежность работы системы управления космическим аппаратом (КА) с учетом факторов космического пространства.

Расчет надежности проведен для различных вариантов резервирования элементов системы управления. Результаты выполненных вычислений явились основой для подготовки практических рекомендаций по выбору оптимальной системы управления КА.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ СТРУИ ПЛАЗМОТРОНА  
«ЭДПГ-1,2» ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ**

*А.Ф.Клишин, А.М.Никитин, М.С.Третьяк\*, В.В.Чупрасов\**

*(ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»,*

*\*Институт тепло- и массообмена НАН Б, г. Минск)*

Отработка теплозащитных материалов (ТЗМ) для спускаемых аппаратов (СА) производится в условиях воздействия на образцы этих материалов высокотемпературных струй электродуговых подогревателей (плазмотронов).

Для определения области моделирования в условиях плазмотрона заданных тепловых воздействий на тепловую защиту СА, проводятся специальные исследования по диагностике параметров струи при вариации ряда характерных факторов (элементов конструкции плазмотрона или его рабочих параметров). Проведение указанных подробных исследований позволяет оценить реальность воспроизведения возможно более широкого диапазона теплосиловых воздействий струи на образцы ТЗМ в условиях данного плазмотрона.

Такой подход позволяет, с учетом происходящего сокращения эксплуатируемых высокотемпературных установок, иметь ограниченное число плазмотронных установок для проведения необходимых работ по сравнительным испытаниям теплозащитных материалов разного назначения и элементов тепловой защиты СА.

Рассматриваются результаты исследования параметров высокотемпературной струи плазмотрона «ЭДПГ-1,2» (ИТМО НАН Б) и его конструктивных вариантов. Получены следующие диапазоны высокотемпературного воздействия струи:  $q_0 \sim 3,3...0,02$  кВт/см<sup>2</sup>,  $P_0 \sim 0,56...0,18$  МПа (диаметры образцов от 20 мм до 50 мм). При этом были отработаны в условиях плазмотрона режимы испытания, обеспечивающие заданные теплосиловые воздействия на образцы ТЗМ различных изделий (например, СА изд. «Фобос-Грунт», головных обтекателей и т.д.).

**К ВОПРОСУ О ЗАДАНИИ ТРЕБОВАНИЙ ПО ВЕЛИЧИНАМ,  
ХАРАКТЕРИЗУЮЩИМ НАДЕЖНОСТЬ КА И ЕГО КОМПЛЕКТУЮЩИХ**

*О.Г. Камышников*

*(ФГУП «НПО им.С.А. Лавочкина»)*

*e-mail [kolobov@lesplace.ru](mailto:kolobov@lesplace.ru)*

Вопрос задания требований надежности для КА и его составных частей (СЧ) занимает весьма важное место и во многом определяет как объемы экспериментальной отработки, так и затраты на их проведение.

Не вдаваясь в подробности выбора требований по надежности для КА и его комплектующих, отметим, что, как правило, в ТЗ задаются ВБР, ресурс и срок службы. Отметим, что ГОСТ Р 27.002-2009 устанавливает связь между сроком службы и ресурсом: «ресурс: суммарная наработка изделия в течение срока службы», т.е., по определению, ресурс не может быть больше срока службы. ГОСТ В 22571-77 регламентирует связь между САС КА и ресурсом комплектующих КА. По традиции, в ТЗ на КА и его комплектующие задаются требования по ресурсу и сроку службы в наземных и натурных условиях. При этом, срок службы в натурных условиях как для КА так и для комплектующих устанавливаются равным САС КА, не учитывая требования ГОСТ В 22571-77 по превышению ресурса относительно САС КА для комплектующих.

Ранее, когда срок активного существования КА на орбите (САС) был не большим (до 1 года), различия в сроке службы и ресурсе между комплектующими и самим КА был не большим и это не особенно, бросалось в глаза. Сейчас же, когда САС значительно вырос, различия в ресурсе и сроке службы для комплектующих КА в период работы КА на орбите уже достаточно заметны. Т.е., в ТЗ и ТТЗ задаются требования по ресурсу и сроку службы без учета ГОСТ Р 27.002-2009 и ГОСТ В 22571-77.

## **ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ КРБ «ФРЕГАТ» ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЭКСПЛУАТАЦИИ**

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

На начальном этапе эксплуатации по результатам 30 пусков были подтверждено выполнение требований к следующим показателям надежности КРБ «Фрегат» и «Фрегат-СБ»:

- вероятности сохранения работоспособного состояния РБФ в течение не менее 2-х суток по штатной циклограмме полета;
- коэффициенту готовности РБФ в условиях хранения (с учетом профилактического обслуживания) при поступлении команды на подготовку к запуску;
- вероятности подготовки РБФ к пуску из соответствующей готовности за заданное время;
- гамма-процентному ресурсу РБФ при выведении и в полете с учетом запаса по ГОСТ В 22571-77.

Подтверждение требований надежности проводилось в соответствии с ГОСТ РО 1410-001-2009 и ГОСТ РВ 0027-009-2008 расчетными и расчетно-экспериментальными методами по методикам разработки 4 ЦНИИ МО (для первых трех из вышеперечисленных параметров) и ФГУП «НПО им.С.А.Лавочкина» (для гамма-процентного ресурса).

В качестве априорных оценок принимались оценки надежности по результатам наземной экспериментальной отработки РБ «Фрегат».

Оценки надежности проводились по всем состоявшимся испытаниям РБ, за исключением незачетных.

Незачетными отказами считались отказы, обусловленные:

- нарушением правил эксплуатации;
- воздействием возмущающих факторов (силовых воздействий, ошибочных команд и др.) со стороны РН, обтекателя и т.п.

При оценке надежности РБ «Фрегат» учитывались также пуски РБ «Фрегат-СБ». При этом, т.к. РБ «Фрегат-СБ» в отличие от РБ «Фрегат» содержит дополнительные устройства разделения и сбрасываемые баки (т.е. является более сложным изделием), полученные оценки имели заниженные (т.е. с запасом по надежности) значения.

Оценки показателей надежности по 30 пускам показали, что все требования, предъявляемые ТТЗ к надежности КРБ «Фрегат» и «Фрегат-СБ» выполнены.

**ДАТЧИК ДЛЯ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ РЕГИСТРАЦИИ И ИЗМЕРЕНИЯ  
ПАРАМЕТРОВ ЧАСТИЦ В БЛИЖНЕМ И ДАЛЬНОМ КОСМОСЕ.  
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК  
SiO<sub>2</sub>-АЭРОГЕЛЯ**

*Н.Н. Иванов, А.Н. Иванов\*, Е.А. Иванова\*  
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», компания «Денэкс»\*)*

Настоящая работа посвящена разработке нового датчика для пространственной регистрации и измерения параметров частиц внеземного происхождения в ближнем и дальнем Космосе. В конструкции данного датчика использованы современные материалы – пьезоактивная пленка PVDF (поливинилиденфторид) и легковесный теплозащитный высокотемпературный аэрогель. Конструкция PVDF-аэрогелевого датчика защищена патентом РФ.

Оба вышеупомянутых материала были использованы в течение длительного времени в дальнем Космосе. Так, пленка PVDF была смонтирована в приборах «Дусма» на КА «Вега 1» и «Вега 2», которые использовались в международном проекте «Вега» (1984-1986г.), а SiO<sub>2</sub> – аэрогель – в приборе на американской АМС «Stardust», исследовавшей комету Вильде – 2, (1999–2006г.), после чего прибор с уловленными частицами внеземного происхождения в капсуле и на парашюте был доставлен на Землю. Отсюда следует, что эти материалы успешно были использованы в длительных натуральных экспериментах в Космосе.

Конструкция датчика представляет собой полую разборную сферическую оболочку, на которой смонтированы верхний и нижний многослойные PVDF-аэрогелевые преобразователи полусферической формы. В нижней части сферической оболочки замотан полый переходник, с помощью которого датчик стыкуется с силовым кронштейном КА. Пленка PVDF и аэрогель обладают интересными свойствами: аэрогель может улавливать и капсулировать без разрушения высокоскоростные (скорости  $W_s=7$  км/с и более) микрометеороиды, а пленка PVDF при деформациях во время высокоскоростных столкновений генерирует электрические сигналы, которые можно фиксировать соответствующими каналами блока электроники.

Используя времяпролетный способ и вышеупомянутые свойства пленки PVDF и аэрогеля, экспериментально и экспериментально- расчетным путем можно определить и/или оценить следующие параметры частиц внеземного происхождения: счетное число частиц, столкнувшихся с поверхностью датчика, плотность потока частиц на единицу по-

верхности в единицу времени, количество движения соударяющихся частиц, среднюю скорость частицы ( по времяпролетному способу), массу и объем (оценка) частицы (плотность для рыхлокаменных, каменных, железокаменных и железных метеороидов известна из ранее опубликованных работ), оценить с привлечением методов конечной баллистики коэффициент лобового сопротивления при прохождении частицей многослойной преграды. .

Экспериментальный этап данной работы.

На образцах SiO<sub>2</sub>-аэрогеля размером 60x60x3 мм и 80x80x3 мм в воздушной среде методом стационарного плоского слоя, основанным на создании стационарного одномерного температурного поля в плоском образце при воздействии на него постоянного по времени теплового потока, экспериментально была определена теплопроводность  $\lambda=f(T)$  в температурном диапазоне  $T=(50 - 540)^{\circ}\text{C} = (323 - 813) \text{ K}$ . Морфология поверхности и приповерхностной толщи аэрогеля изучалась с помощью оптической и электронной микроскопии. На основании проведенных экспериментов установлено, что поверхность отечественного SiO<sub>2</sub>-аэрогеля имеет пористый характер с размером пор  $\sim(6,3-10) \text{ нм}$ , а его теплопроводность в диапазоне  $T=(50-120)^{\circ}\text{C}$ , представляющем интерес для КА, равна  $\lambda=0,02 \text{ Вт/м}\cdot\text{К}$ , что несколько ниже теплопроводности воздуха при таких же температурах.

В заключение отметим, что измерения теплопроводности были выполнены авторами совместно с ОАО «Композит», а исследования морфологии – совместно с сотрудниками Центра по применению нанотехнологий Исследовательского центра им. М.В. Келдыша.



**ИСХОДНЫЕ ПРОРАБОТКИ ДЛЯ РЕКОМЕНДАЦИЙ  
КОНСУЛЬТАТИВНОГО КОМИТЕТА ПО СИСТЕМАМ КОСМИЧЕСКИХ  
ДААННЫХ (CCSDS) В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ  
МОДУЛЯЦИИ ПО СПЕКТРУ ЧАСТОТ**

*А.В.Кантор, А.В.Невзоров, А.Е.Ширшаков  
(ФГУП «НПО им.С.А. Лавочкина»)*

Комитет CCSDS, в состав которого входят соответствующие головные агентства многих стран мира (в том числе Российское космическое агентство) проводит разработку рекомендаций по перспективным космическим телеметрическим и командным системам. Вопросы сокращения спектра частот сигналов космических средств приобретают все большее значение в связи с реальными ограничениями. С учетом этого обстоятельства большой интерес представляют Рекомендации Комитета CCSDS 413.0-G-2 «Виды модуляции, эффективные по спектру частот», а также исходные проработки, на основе которых были выработаны указанные Рекомендации. Указанным двум аспектам были посвящены, соответственно, два доклада авторов данной второй части исходных проработок, сделанные на XXXV (январь 2011 года) и на XXXVI (январь 2012 года) академических чтениях по космонавтике («Актуальные проблемы российской космонавтики»).

Доклад по исходным проработкам для Рекомендаций был выполнен авторами данного доклада на основе части материалов документа CCSDS

В 20.0-Y-2 «Труды конференции Отделения 1E Комитета CCSDS по высокой частоте и модуляции», посвященного видам модуляции, эффективным по спектру частот. Указанные Труды конференции состоят из 6 секций, в каждой из которых представлены соответствующие доклады (номер каждого доклада состоит из номера секции (1,2...6) и порядкового номера доклада в рамках данной секции).

Доклад по исходным проработкам для Рекомендаций Комитета CCSDS, сделанный в январе 2012 года, базировался на трех докладах секции 1 «Обобщенные исследования» (1-04, 1-07 и 1-09). В этом же докладе рекомендовано продолжение работы по исходным проработкам с охватом докладов из секций 2-6. В течение 2012 года по результатам сравнительного анализа докладов из состава секций 2-6 были выбраны (в качестве материалов по исходным проработкам для Рекомендаций Комитета CCSDS 413.0-G-2) определенные документы, которые и определяют содержание исходных проработок.

В докладе по материалам 2-02 (доклад 02 секции 2) приведены предварительные результаты работ по Гауссовой манипуляции с минимальным частотным сдвигом: спектральный анализ, частота ошибочных бит, вопросы синхронизации. В докладе по материалам 2-03 (доклад 03 секции 2) представлены характеристики Гауссовой манипуляции с минимальным частотным сдвигом. В докладе по материалам 2-04 приведены данные о состоянии работ по Гауссовой манипуляции с минимальным частотным сдвигом. В докладе по материалам 2-06 приведена оценка и интерпретация характеристик нефильТРованной запатентованной Фехером квадратурной фазовой манипуляции. В докладе по материалам 3-04 приведены характеристики фильтрованной квадратурной фазовой манипуляции. В докладе по материалам 4-01 рассмотрена квадратурная фазовая манипуляция с решетчатым кодированием с фильтром формирования импульса, передний и задний фронт которого характеризуется косинусоидальной формой и который обеспечивает изменяемое совмещение (перекрывание). В докладе по материалам 5-04 рассмотрена восьмикратная фазовая манипуляция с решетчатым кодированием для радиолиний со средней и высокой скоростью передачи данных.

В докладе по материалам 6-11 представлены характеристики по битовым ошибкам применительно к работе совместно с приемником BlockV следующих видов фазовой манипуляции: Гауссова манипуляция с минимальным частотным сдвигом; запатентованная Фехером квадратурная фазовая манипуляция с модификацией (B); квадратурная фазовая манипуляция со смещением, с фильтром, имеющим характеристику косинус в степени корня квадратного; квадратурная фазовая манипуляция со смещением с фильтром Баттерворта.

Работа по исходным проработкам для Рекомендаций Консультативного комитета по системам космических данных (CCSDS) в обеспечении повышения эффективности модуляции по спектру частот будет продолжена.

**ОСНОВЫ МЕТОДА СИТУАЦИОННОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ  
ОБЪЕКТА ТИПА САМОХОДНОГО ШАССИ «ЛУНОХОД-1»  
НА ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТ**

*Ю.А. Хаханов*

*(РАКЦ, г. Санкт-Петербург)*

*e-mail: yury@hahanov.ru*

Проблема управления движением объекта типа самоходного шасси «Луноход-1» на поверхности планет и в настоящее время остается весьма актуальной и включает в себя необходимость решения сложных задач. Существуют ряд объективных особенностей управления такими объектами: ограниченный объем информации о местности, по которой осуществляется движение, удаленность оператора от объекта на космические расстояния, особая эффективность средств управления, оптимальность логики управления движением, аварийные ситуации и методика выхода из них, экстремальные условия эксплуатации и надежность функционирования в них аппаратного оснащения, энергоограничения и, конечно, высокая цена (научно-техническая и финансовая) управленческого решения. Важен также психологический аспект состояния операторов и их ответственность при принятии решений в процессе дистанционного управления движением самоходного шасси. Некоторые из перечисленных задач достаточно детально изучены применительно к наземному транспорту, но и они требуют серьезного переосмысливания. Другие задачи, стоящие перед разработчиками, совершенно новы и требуют создания серьезной научно-технической базы.

В данном докладе продолжается изучение некоторых вопросов метода ситуационного управления движением объекта типа самоходного шасси «Луноход-1» на поверхности планет. Комплексная система «оператор – радиоканал – СШ - информация - местность». Сделан обзор методов сбора информации об окружающей среде для обеспечения эффективного движения. Реализация функции управления СШ через аппаратные средства осуществляется методом анализа ситуаций в рамках стратегической цели научных экспериментов на поверхности планет. Предварительная проработка маршрута движе-

ния, контроль движения по маршруту, сбор оперативной информации, соответствующая ее обработка и осмысливание по выработанным критериям (проходимость, безопасность, поддержание заданного курса, минимизация затрат энергии).

Требуется корректировка информационного обеспечения реализации алгоритма ситуационного управления СШ: оценка конкретной ситуации по указанным критериям – анализ параметров работы систем СШ - учет существующих ограничений при реализации необходимого маневра - выдача команды – радиолиния – движение СШ - получение информации о новой ситуации – удержание в памяти предыдущей ситуации, увязка ее с новой – сравнение с задачей и принятие решения в рамках уже следующей ситуации – и новый цикл... Мы имеем разновидность дистанционного управления движением объекта, в контур управления которым введен элемент « ситуационная телевизионная картинка с задержкой по времени », и это усложняет процесс принятия решения.

Именно подсистема «СШ - местность » и будет рассмотрена в докладе более подробно. Первый этап это формализация ситуаций ( виды препятствий, тип, размеры и их сочетания и т.д. ). Далее – согласование возможностей СШ с проходимостью препятствий и их сочетаний. Представлены особенности методик преодоления препятствий СШ. Уточняется объем наземного этапа отработки методик. Сравниваются результаты наземной отработки и практики преодоления препятствий, а также изучены ситуации, которые не успели промоделировать на Земле. Приведены примеры ошибок применения ситуационного метода управления СШ на поверхности Луны и делается вывод о важности его дальнейшего развития. Обсуждается вопрос о целесообразности подготовки и издания детального учебного пособия ситуаций, их анализа и методики выбора эффективного способа их преодоления по указанным критериям.

Автор, имеющий серьезный опыт в разработке, испытаниях и практике эксплуатации СШ планетоходов, считает, что материалы представляют определенный интерес для современных специалистов и проектировщиков, работающих в области инопланетного транспортного машиностроения.

**ПРЕЗЕНТАЦИЯ КУРСА ЛЕКЦИЙ «ОПЫТ РАЗРАБОТКИ,  
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ И НАТУРНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ  
САМОХОДНЫХ ШАССИ ПЛАНЕТОХОДОВ»**

*Ю.А. Хаханов*

*(РАКЦ, г. Санкт-Петербург)*

*e-mail: yury@hahanov.ru*

К настоящему времени есть основания утверждать, что созданы некоторые основы общей теории движения самоходных шасси (СШ) планетоходов. Но, с одной стороны рассмотрены только отдельные теоретические вопросы, а с другой - условия эксплуатации на других планетах радикально отличается от земных, поэтому весьма обоснованно можно высказать мнение, что ученые в начале пути познания теории движения, разработки способов движения, идеологии СШ, экспериментальных исследований. Опыт эксплуатации образцов планетоходов очень ценен, но пока он основан на единичных изделиях. При всем понимании удивительного успеха реализованных проектов и все-таки многое делалось второпях, на один проект и т.д. Есть и другие доводы для обобщения опыта различных специалистов по нижеприведенным темам в едином труде по материалам, многие из которых до сих пор не опубликованы, а также с учетом современных знаний. Кроме того, обсуждая эти темы с учеными и специалистами России и некоторых стран, я убедился не только в важности и актуальности этих вопросов, но и в необходимости защиты приоритетов нашей страны по этому научно-техническому направлению. В данном докладе представляется концепция курса лекций и краткое содержание разделов, рассмотренных ниже.

1. Обобщение накопленных данных по грунтам и рельефу местности различных планет; методы и средства для определения физико-механических и других свойств грунта, а также прогнозирования не только их проходимости, но и с учетом новой элементной базы предложены направления решения других задач и далее:

- обоснование переноса результатов наземных испытаний на работу в натуральных условиях;
- обзор существующих теорий процессов взаимодействия движителя планетоходов с грунтом в натуральных условиях эксплуатации и наземными грунтами- аналогами;
- результаты анализа созданных способов движения СШ, предложенных идеологий, принципиальных схем движителей их реализую-

щих по выбранным критериям сравнения; пути повышения эффективности движения, особенности сочлененных СШ;

- обзор конструкций двигателей, их достоинства и недостатки, перспективные решения;

- методы сбора информации о местности при движении СШ, средства и новые перспективные направления решения этих задач;

- обзор систем управления СШ, их структура, аппаратное оснащение, элементная база;

- обзор силовых установок и источников питания;

- обзор приводов, их конструкций и новые перспективные решения;

- системы дистанционного управления и безопасности движения;

2. Научная аппаратура подвижной лаборатории: состав, назначение, методы получения информации в части реализации концепции - СШ как инструмент исследования поверхности планеты;

3. Экспериментальная наземная отработка СШ: методы, оснащение, результаты, перспективы;

4. Практика натурной эксплуатации СШ планетоходов: результаты, опыт работы, аварийные ситуации и методы выхода из них.

Учитывая, что многие предприятия резко сократили ученых, конструкторов и при этом еще и сменили профиль работы, то для лекций привлекаются отдельные специалисты, что позволит не только сохранить накопленный отечественный научно-технический опыт, но и обеспечить преемственность поколений разработчиков.

#### **МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОММУТАЦИОННЫХ АНТЕННЫХ СИСТЕМ С ШИРОКИМ СЕКТОРОМ ОБЗОРА ДЛЯ КА РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

*А.Е. Шаханов*

*(ФГУП «НПО им.С.А. Лавочкина»)*

*e-mail: shakhanov@laspaces.ru*

Коммутируемые антенные системы (АС) состоят из одиночных излучателей различным образом ориентированных в пространстве, изменение направления луча диаграммы направленности (ДН) антенны осуществляется переключением излучателей. Данные АС обладают существенным КУ (по сравнению с малонаправленными антеннами), могут осуществлять функционирование АС в широком секторе углов. Кроме того в сравнении с системами на основе фазируемых антенных решеток (ФАР), так же осуществляющих перенацеливание ДН электриче-

ским способом, коммутируемые антенны отличаются простотой конструкции и меньшим количеством составных частей. Учитывая перечисленные свойства применение таких антенн на КА с целевой аппаратурой чувствительной к вибрациям и возмущающим моментам и на КА требующих значительного сектора обзора от приемо-передающих средств имеет высокую актуальность.

Этапы анализа параметров КС и формирования ИД на проектирование АС являются длительными и трудоемкими этапами, в них задействованы специалисты различных специальностей. После тщательного анализа КС производится выбор параметров радиокомплекса КА в первом приближении, после этого могут быть сформированы ИД на проектирование АС. Основными исходными данными для начала процесса проектирования АС являются:

- 1) Коэффициент усиления антенны;
- 2) Мощность излучаемого сигнала;
- 3) Величина сектора обзора;
- 4) Частотный диапазон.

Основные параметры, определяющие значение КУ и мощность излучаемого сигнала:

- максимальное расстояние между передатчиком и приемником радиолинии;
- информативность целевой аппаратуры;
- характеристики используемой наземной станции.

Определив значение КУ соответствующего требуемой информативности при заданной мощности излучения, следует оценить ширину ДН излучателя антенны и при необходимости провести уточнение мощности бортового передатчика. После уточнения мощности передатчика и КУ можно приступить к проектированию одиночного излучателя АС, а так же выбору типа исполнения коммутационной системы. Величина сектора обзора АС главным образом определяется:

- диапазоном изменения возможных ориентаций КА при проведении сеанса связи;
- параметрами орбиты КА и характеристиками НС.

Определив сектор обзора и ширину ДН одиночного излучателя можно приступить к выбору формы АС и числа излучателей в ней. После определения количества излучателей можно приступить к созданию коммутационной системы.

## **АНАЛИЗ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО РЕШЕНИЯ КОРПУСА ЛУННОГО МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

*Н.С. Верин*

*(ФГУП «НПО им.С.А. Лавочкина»)*

В статье проводится анализ конструктивно-технологического решения корпуса ЛМКА с учетом характерных для данных типов космических аппаратов особенностей, а также с учетом факторов, свойственных непосредственно для ЛМКА.

Выбор того или иного конструктивно-технологического решения корпуса любого космического аппарата является важным этапом создания КА в том числе и малого космического аппарата. На этом этапе проектирования закладываются основные характеристики, свойства и особенности будущего космического аппарата.

Основными факторами существенно влияющими на конструктивное исполнение корпуса ЛМКА являются силовые нагрузки при транспортировке и выведении, а также тепловые нагрузки при эксплуатации ЛМКА в условиях открытого космического пространства.

Корпус, представляет собой параллелепипед из шести трехслойных панелей с наполнителем из сот, а также с вклеенными тепловыми трубами.

При проектировании ЛМКА, был выбран вариант корпуса без каркаса.

Реализация бескаркасного исполнения корпуса ЛМКА позволяет решить прочностные, тепловые и технологические задачи и существенно сэкономить массу всего КА, что очень важно для космических аппаратов вообще и особенно для аппаратов с маршевой ЭРДУ.

---