

Секция 18

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

**АВТОНОМНЫЕ СВЕТОДИОДНО-ЛАЗЕРНЫЕ ОПТИЧЕСКИЕ МАЯКИ ДЛЯ
ВЫСОКОТОЧНОЙ ЛОКАЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

*А.В. Багров, А.А. Барабанов, А.В. Вернигора,
П.А. Вятлев, М.Б. Мартынов, В.К. Сысоев
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)*

Появление новых полупроводниковых источников излучения, таких как светодиоды, лазерные диоды, DPSS лазеры с высокой эффективностью (до 80%), работающих в широком спектральном диапазоне (от 0.24 мкм до 5 мкм), с высокой монохроматичностью (± 1 нм), большим сроком службы (50000 часов) и излучающие в широком диапазоне мощностей (10-3 ÷ 10³ Вт), работающих при низком напряжении (1.5 ÷ 15 В), позволяют проектировать новые системы оптических маяков на основе таких приборов для навигации космических аппаратов.

Задачи, решаемые такими оптическими маяками, весьма разнообразны, и главным требованием к ним является автономность, то есть конструкция оптического маяка должна при своем функционировании обеспечить:

- энергоснабжение собственными средствами (фотобатареи плюс аккумулятор);
- систему терморегулирования, независимую от бортового космического аппарата;
- программирование работы источников излучения для различных вариантов работы оптических маяков;

- связь с бортом космического аппарата должна быть по радиоканалу.

В работе представлены различные варианты оптических маяков для различных космических аппаратов.

На рисунке снизу изображен один из вариантов оптического маяка на основе DPSS лазера. Основной конструкцией оптического маяка является: углепластиковый корпус, закрывающийся сверху крышкой с оптическим окном и расположенной внутри него оптико-электронными узлами.

Для обеспечения энергопитания оптического маяка используются фотобатареи из AsGa, расположенные на корпусе, которые также заряжают Li-OH аккумулятор. Внутри корпуса находится плата, на которой закреплены DPSS лазер, управляющий драйвер, акселерометр, аккумулятор и радиопередатчик, необходимый для связи с бортом космического аппарата. Механизм качания зеркала вместе с самим зеркалом расположены внутри корпуса рядом с платой. Над зеркалом находится просветленное защитное стекло. Луч DPSS лазера падает на качающееся зеркало и, отражаясь от него, проходит через просветленное защитное стекло и дальше уже непосредственно идет на приемное устройство расположенное на Земле

Вокруг просветленного защитного стекла закреплена антенна в виде кольца, связывающая оптический маяк с бортом КА. На корпусе расположено электрохромное покрытие для системы терморегулирования оптического маяка, а контроль температуры и вибровоздействий определяют с помощью показаний термодатчиков и акселерометров.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ И БЕЗОПАСНОСТЬ КОСМИЧЕСКИХ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕКТРОСТАНЦИЙ С ЛАЗЕРНЫМ КАНАЛОМ ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ

***В.К. Сысоев, К.М. Пичхадзе, А.В. Верлан,
Е.А. Арапов, А.Ф. Насыров
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)***

Космические солнечные электростанции являются экологически чистым источником энергии с бесконечным ресурсом.

Однако технические трудности осуществления таких электростанций весьма значительные:

- большие массогабаритные параметры необходимые для создания фотобатарей с большой площадью, для получения гигаваттной мощности;

- высокие точностные характеристики, необходимые для наведения канала передачи энергии на приемную площадь на Земле;

Однако в настоящее время достигнут значительный прогресс в создании:

- высокоэффективных фотопреобразователей (с 10% в 1980 г. до 60% в 2010 г.);

- разработке большеразмерных трансформируемых космических конструкций на основе композитных материалов;

- разработке идеологии автономных информационно связанных космических аппаратов, связанных в единых кластерах.

Всё это позволяет приступить к разработке и созданию космической солнечной электростанции.

Несмотря на это, для создания промышленной космической солнечной электростанции необходимо решить две проблемы:

- разработать демонстрационную космическую солнечную электростанцию;

- решить вопрос о выборе типа канала передачи энергии на Землю (лазерный или микроволновый).

В данной работе предлагается:

- создать демонстрационную космическую электростанцию на основе космического аппарата с трансформируемой конструкцией автономных фотоизлучающих панелей с волоконными лазерами и аэростатной приемной станции; (Как вариант высокогорная или морская платформа.)

- использовать волоконные лазеры для создания канала передачи энергии на Землю, из-за их высокой эффективности (60%) и значительно меньшей расходимости лазерного пучка по сравнению с микроволновым пучком, что позволяет создать приемную площадку энергии небольших размеров (\varnothing 100 м), что значительно меньше, чем при использовании микроволнового излучения (\varnothing 10000м);

- создать систему контроля прохождения лазерного пучка с целью обеспечения безопасности для окружающей био и техносферы.

Осуществление демонстрационной космической электростанции позволит сделать первый шаг по космическому освоению Солнечной энергетики.

**ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПЛАНЕТОХОДОВ
ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ**

***В.А. Воронцов, В.М. Кульков^{*}, А.М. Крайнов
(ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина»,
Московский авиационный институт^{*})
e-mail: vorontsov@laspacespace.ru, ztk-tol@mail.ru***

В последние 50 лет развитие практической космонавтики позволило в исследованиях небесных тел все шире использовать контактные методы, реализуемые с помощью различного рода посадочных космических аппаратов, в том числе мобильных. Очевидно, что человечество и дальше будет расширять сферу своей деятельности в космосе и все больше осваивать его. Это посылка автоматических станций и экспедиций с людьми к различным планетам, их спутникам и другим космическим телам, создание поселений и создание искусственных спутников и планет с базами для жизнедеятельности человека. Успешный опыт использования планетоходов позволяет считать их перспективным видом КА для дальнейших работ на поверхностях Луны, Марса и других небесных тел.

В докладе приводятся проблемные вопросы проектирования и эксплуатации планетоходов, которые связаны с условиями функционирования, компоновкой, а также с конструктивным исполнением таких аппаратов.

Приводится анализ факторов, влияющих на эффективность передвижения, а также выбор схемных решений планетохода и формирование его облика. Разрабатывается методика выбора проектных параметров планетохода в зависимости от режимов его движения и условий функционирования. Приводится математическая модель для разных режимов движения планетохода. Оптимизация строится на обосновании параметров ходовой части в связи с назначением и областью применения планетохода.

Создание планетоходов нового поколения на основе существующих и перспективных технологий и разработок позволит расширить круг задач по исследованию, транспортировке и испытаниям на поверхностях небесных тел, а также позволит существенно снизить затраты энергетики на передвижение и доставку аппарата к поверхности небесного тела.

**ВЫСОКОТОЧНАЯ СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА
ВОДОРОДНОГО СТАНДАРТА ЧАСТОТЫ КОСМИЧЕСКОГО
АППАРАТА «СПЕКТР-Р»**

И.С. Виноградов

К.А. Гончаров, В.А. Антонов*, М.А. Балыкин*, О.А. Головин**
(АКЦ ФИАН, *ФГУП «НПО им. С.А Лавочкина»)

e-mail: vinogradov@asc.rssi.ru

18 июля 2011 года состоялся запуск космического аппарата (КА) «Спектр-Р». На борту аппарата, в числе прочего уникального оборудования, находится разработанная в содружестве Центра тепловых труб НПО им.С.А.Лавочкина и Астрокосмического центра ФИАН им.П.Н.Лебедева, высокоточная система обеспечения теплового режима (СОТР) водородного стандарта частоты (ВСЧ). СОТР предназначена для обеспечения температуры в зоне посадочных мест оснований корпусов ВСЧ в пределах +25...+35°C и поддержания температуры с точностью $\pm 1^\circ\text{C}$ в течение всего времени проведения эксперимента в составе КА «Спектр-Р». Скорость изменения температуры основания корпуса работающего прибора в зоне посадочного места за важные для научных экспериментов интервалы времени не должна превышать 0,3°C/час.

В сообщении приведены состав СОТР, условия ее функционирования, результаты тепловых расчетов, наземных тепловакуумных автономных и комплексных испытаний, а также – результаты летных испытаний, показавшие полное соответствие и даже превышение эксплуатационных характеристик СОТР ВСЧ предъявленным к ней требованиям.

**ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ АЭРОСТАТНЫХ ЗОНДОВ КАК
НОСИТЕЛЕЙ КОМПЛЕКСОВ НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ ПРИ
ИССЛЕДОВАНИЯХ ПЛАНЕТ И СПУТНИКОВ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ,
ОБЛАДАЮЩИХ АТМОСФЕРАМИ**

К.С. Ёлкин

(ФГУП «ЦНИИмашиностроения»)

e-mail: elkin@tsniimash.ru, elkin_konst@mail.ru

В докладе дан обзор имеющихся отечественных и зарубежных проектов аэростатного зондирования Венеры, Марса, спутника Сатурна Титана. Обсуждаются предложения других перспективных проектов аэростатного зондирования, приведены результаты применения методики эффективности использования аэростатных зондов в сравнении с

парашютными, планерными и самолётными зондами – носителями комплексов научной аппаратуры.

**ОСНОВНЫЕ МЕЖДУНАРОДНЫЕ И НАЦИОНАЛЬНЫЕ АСПЕКТЫ
ОТВЕТСТВЕННОСТИ ПРИ ОСУЩЕСТВЛЕНИИ
КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ**

С.М.Молодцов

(ФГУП «НПО им. С.А Лавочкина»)

e-mail: molodcovsm@rambler.ru

При осуществлении космической деятельности с участием иностранных партнеров необходимо учитывать положения законодательных и нормативно-правовых документов стран-участников проектов.

На сегодняшний день в РФ осуществляется ряд крупных международных космических проектов, в том числе планируется осуществление запусков с космодрома «Куру» и другие.

Основополагающие требования по международной ответственности государств, участвующих в космической деятельности, содержатся в «Договоре о принципах деятельности государств по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела» (Договор по космосу) от 10 октября 1967 года и «Конвенции о международной ответственности за ущерб, причиненный космическими объектами» от 29 марта 1972 года.

В этих документах определены основные термины, определения и подходы: «ущерб», «запуск», «запускающее государство», «космический объект» (составные части космического объекта, а также средство его доставки и его части»), порядок предъявления, рассмотрения и компенсации претензий, рассмотрены аспекты солидарной ответственности запускающих государств, а также возможный взаимный отказ от ответственности в широком смысле или, в частности, определение «защищенных космических операций» - здесь подразумеваются все виды деятельности (исследования, проектирование, конструирование, испытание, производство, сборка, эксплуатация транспортных кораблей, станции и т.п.), относящиеся к средствам выведения, космическим объектам на Земле, в космическом пространстве или на этапе полета от Земли в космическое пространство и обратно и к наземным испытательным, вспомогательным и другим техническим устройствам, объектам или услугам.

Установлено основное - «запускающее государство» несет абсолютную ответственность за выплату компенсации за ущерб, причиненный его космическим объектом.

Экономическая защита участия в проекте стороны/страны осуществляется в рамках национальных законодательств и установленных нормативных и правовых норм.

В законодательстве России и зарубежных стран, регулирующих вопросы осуществления космической деятельности, содержатся требования по обязательному страхованию некоторых видов этой деятельности. В первую очередь они относятся к вопросам страхования ответственности за ущерб третьим лицам и за ущерб наносимый средствами выведения федеральной собственности при проведении запусков федеральных и/или коммерческих космических аппаратов/объектов.

МЕТОДЫ, СРЕДСТВА И ПРАКТИКА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ПРОХОДИМОСТИ САМОХОДНЫХ ШАССИ ПЛАНЕТОХОДОВ

Ю.А. Хаханов

(РАКЦ, г. Санкт - Петербург)

Задача прогнозирования проходимости транспортных средств и на Земле актуальна многие годы, а при передвижении по поверхности других планет от грамотного обоснованного ее решения зависит судьба самих проектов. Конечно, опыт, который был получен в процессе успешной натурной эксплуатации Лунохода-1 и Лунохода- 2, позволил с одной стороны вывести эти задачи из ряда фантастических, а с другой - подтвердил необходимость уделять этой проблеме самое серьезное внимание в будущем. На Луноходе-1 использовались следующие методы прогнозирования профильной проходимости самоходного шасси (СШ) – метод визуальной оценки местности по картинке на экране монитора; метод анализа информации с датчиков крена и дифферента; метод анализа информации токов на мотор-колесах (МК) и их буксования (информацию получали с ведомого 9-го колеса). Прогноз опорной проходимости СШ давался по анализу данных о физико-механических свойствах (ФМС) грунта, получаемых с помощью прибора оценки проходимости (ПрОП) по параметрам - несущая способность грунта и прочность грунта на сдвиг. Кроме того в качестве дополнительной информации использовались данные о величине токов на МК. Но работать с ПрОП можно было только на остановках, что приводило к потере времени, поэтому поиск новых методов прогнозирования проходимости

сти СШ продолжался. В данном докладе впервые будут представлены предложения по развитию указанных методов, рассказано о сравнительной практике их применения. Нами вместе с Громы В.В. был разработан новый прибор, в котором измерительное колесо (ведущее) устанавливалось соосно с дополнительным ведомым колесом. Оба колеса (с одинаковым диаметром, но разным функциональным назначением) закреплены на механизме поджатия их к грунту с выбранным постоянным усилием. Именно этот механизм обеспечивает постоянство усилия с необходимой точностью в пределах заданного диапазона перемещения колес прибора в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Информационная система регистрирует числа оборотов колес и токи нагрузки на приводе ведущего колеса (при постоянном усилии его поджатия к грунту). Этот метод, на который было получено а.с. № 840696, позволяет прогнозировать проходимость СШ непрерывно.

Определенный интерес для специалистов представляет и другой новый метод прогнозирования опорной проходимости СШ в процессе движения в пределах выбранных зон (с заданной цикличностью). Это можно реализовать с помощью устройства, которое состоит из штампа новой конфигурации и рычажного механизма с двумя степенями свободы, обеспечивающего перемещение в вертикальной (режим внедрения штампа в грунт) и горизонтальной (режим разворота штампа в грунте) плоскостях. На это устройство также получено а.с. № 1106874. Информационно-измерительная система регистрирует: углы поворота рычагов механизма по вертикали (момент касания штампа поверхности и глубина его внедрения в грунт), углы поворота в горизонтальной плоскости (угол разворота штампа в грунте), токи на двигателях для определения вертикальных усилий и моментов на штампе при развороте. Можно получать дополнительную различную информацию о грунте (о гранулометрическом, химическом составе, об электропроводности и др. свойствах грунта). Обработка этих данных позволяет автоматически получать рекомендации по условиям движения СШ. Этот принцип (правда в несколько другом исполнении) был реализован при проведении эксперимента по определению ФМС грунта на Венере (аппарат Венера-13, Венера-14). Разработка методов прогноза проходимости СШ продолжается!

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАЗЛИЧНЫХ СЛУЧАЕВ ПОСАДКИ
КА «ФОБОС-ГРУНТ» ПРИ КОНТАКТЕ С ПОВЕРХНОСТЬЮ ФОБОСА****С.П. Буслаев****(ФГУП «НПО им. С.А Лавочкина»)****e-mail: s_bouslaev@rambler.ru**

Рассматривается математическое моделирование различных случаев ударного взаимодействия КА «Фобос-Грунт» при контакте с поверхностью Фобоса при посадке. Эти случаи определяются сочетанием ориентации связанных осей аппарата, величиной и ориентацией вектора скорости КА перед контактом с грунтом относительно поверхности грунта, рельефом поверхности в точке посадки. В рассматриваемой модели движение КА решается в пространственной постановке, при ударе учитывается деформируемость грунта, при этом грунт считается упруго-вязко пластической средой.

Для оформления результатов моделирования в удобном для анализа и исследований виде используется язык AutoLISP, при этом результаты расчётов оформляются в виде кинограммы движения КА с соответствующими графиками изменения параметров движения. Рассмотренный вывод результатов расчётов особенно применим при проведении большого числа расчётов и при одновременном анализе нескольких случаев посадки, что затруднительно в случае графического вывода с использованием дисплея.

**УСОВЕРШЕНСТВОВАННЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ И
СОСТАВА ПЛЕНОК, СКОНДЕНСИРОВАВШИХСЯ НА ОБРАЗЦАХ-
СВИДЕТЕЛЯХ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ТВИ ОБЪЕКТА****А.Ф. Клишин, Б.Ю. Яценко****(ФГУП «НПО им. С.А Лавочкина»)**

Для уменьшения негативного влияния на функционирование оптико-электронных систем космического аппарата (КА) осадения продуктов пыле- и газовой выделения из элементов конструкции КА (образующих собственную атмосферу КА) применяется комплекс специальных технологических мероприятий, которые направлены на уменьшение этого влияния (с учетом производственного цикла изготовления и предполетной подготовки аппарата). Важным этапом при этом является проведение по программе-методике дегазации сборочных единиц изделия, содержащих неметаллические материалы и покрытия.

При сборке и наземной отработке КА и его модулей осуществляется контроль эффективности принимаемых мер по обеспечению допустимого уровня чистоты поверхностей аппарата. В частности, при проведении тепловакуумных испытаний (ТВИ) КА (или его модулей) определяются основные параметры среды камеры и внешней атмосферы объекта испытания, оценивается степень их возможного влияния на работу отдельных систем КА. Решение поставленной задачи для отдельных видов наземных испытаний КА (или его модулей) осуществляется с помощью соответствующих средств и методик измерения параметров загрязнения поверхностей в заданных зонах КА и его систем.

Методы контроля параметров ВА при наземных испытаниях включают в себя контроль чистоты поверхностей объекта до и после проведения испытаний, а также определение состава пленок загрязнения, сконденсировавшихся на образцах-свидетелях (установленных в заданных зонах объекта).

Рассматривается методика, которая разработана в НПО им. С.А. Лавочкина и применяется для получения подробных данных о свойствах и влиянии образующихся на образцах-свидетелях загрязняющих пленок при тепловакуумном испытании объекта. Она основана на использовании специальных датчиков с образцами-свидетелями с рабочим элементом из полированного кварцевого стекла. При этом удалось применяя новые средства регистрации (цифровой микроскоп) и усовершенствованную методику обработки повысить эффективность измерений (увеличить скорость и точность обработки).

Предложенная методика, предусматривает сканирование рабочей поверхности образца в определенном порядке и фиксацию состояния (загрязнений) поверхности в серии последующих кадров с заданным 60-кратным увеличением. При обработке фотографий реализована строгая привязка полученных фотографий поверхности образца к определенным координатам на фоне введенной специальной сетки. Такой подход позволил максимально учесть общую поверхность каждого образца, подвергнутого загрязнению. По новой методике были исследованы в НПО Л загрязнения рабочей поверхности чувствительных элементов датчиков, прошедших испытания в составе изд. «Спектр – Р» и «Фобос-Грунт» в ВК 300/600.

**ВЕРОЯТНОСТНЫЙ АНАЛИЗ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ СОЗДАНИИ
ИЗДЕЛИЙ РКТ**

О.Г. Камышников, В.Г. Павлова
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)
e-mail: kolobov@laspaces.ru

В настоящее время при создании изделий РКТ особое внимание уделяется мероприятиям по обеспечению их безопасной эксплуатации. К таким мероприятиям, в частности, относится разработка программы обеспечения безопасности и проведение анализа видов, последствий и критичности отказов. Указанные документы носят программный характер и не содержат оценки уровня безопасности объекта на всем его жизненном цикле, хотя ОСТ 134-1021-99 и устанавливает такие уровни. Например, «...конструкция космической системы (космического комплекса) и составных частей должна обеспечить с вероятностью не менее 0,999 отсутствие происшествий при эксплуатации (функционировании) в течение года».

Такая оценка может быть проведена с помощью вероятностного анализа безопасности (ВАБ) объекта, широко распространенного как у нас в стране, так и за рубежом при создании уникальных объектов потенциально представляющих угрозу населения и окружающей среде.

Кратко суть такого анализа состоит в следующем.

На этапе проектирования осуществляется анализ возникновения исходных событий и последствия их реализации, приводящие к тому или иному состоянию объекта. Т.е. строится дерево событий (при возникновении всех возможных исходных событий, в том числе ошибок персонала), приводящее к тому или иному состоянию объекта, которое может воздействовать на население (обслуживающий персонал), окружающую среду и другие промышленные объекты. Построив дерево отказов оборудования объекта можно определить вероятность возникновения того или иного события, которое воздействует на человека, окружающую среду и промышленные объекты. Максимальное значение вероятности такого воздействия и определит уровень безопасности изделия РКТ (в нашем случае вероятность отсутствия происшествий).

ПОДТВЕРЖДЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ ПРИ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКЕ

А.Ю.Колобов, О.Г.Камышников
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)
e-mail: kolobov@laspace.ru

В соответствии с ГОСТ Р 51901.5-2005 оценки соответствия требованиям к надежности проводится расчетными, экспериментальными и расчетно-экспериментальными методами.

Основными способами подтверждения требований безотказности при наземной экспериментальной отработке (НЭО) космических аппаратов и их составных частей являются расчетный метод, при котором оценивается точечное значение вероятности безотказной работы (ВБР), и экспериментальный метод, который подтверждает нижнюю границу ВБР с некоей вероятностью.

Условно составные части космического аппарата можно разделить на:

- конструктивные элементы;
- агрегаты одноразового и многократного срабатывания;
- электронные приборы.

Безотказность конструктивных элементов оценивается прочностными (вибродинамическими и статическими), успешный результат которых говорит о достаточности заложенных коэффициентов запаса (которые должны быть не менее 1,3 для основных конструктивных элементов) и об абсолютной надежности конструкции ($P \sim 1$).

Нижняя граница ВБР агрегатов одноразового и многократного срабатывания при доверительной вероятности γ подтверждается серией экспериментов, при этом допускается учитывать результаты испытаний близких аналогов. При 40 положительных испытаниях подтверждается нижняя граница ВБР $P_N=0,96$ при $\gamma=0,8$.

Подтверждением безотказности радиоэлектронных приборов служат ресурсные испытания, а также технологический прогон в течение 400 час.

**ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ТРЕБОВАНИЙ ТТЗ КРБ «ФРЕГАТ» В ЧАСТИ
БЕЗОПАСНОСТИ**

В.Г.Павлова, А.Ю.Колобов, О.Г. Камышников

(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)

e-mail: v.pavlova@laspace.ru

В настоящее время завершаются летные испытания комплекса разгонного блока «Фрегат». Как следствие, возникает необходимость подтверждения требований безопасности, определенных в ТТЗ на комплекс.

Процедура подтверждения требований безопасности заключалась в выполнении двух основных этапов:

- подтверждения качественных требований, определенных в ТТЗ, ОТТ, конструкторской документации, а также в ПОБ;
- подтверждения количественных требований, определенных в ТТЗ.

Качественный анализ безопасности с контролем заданных уровней осуществлялся последовательно на каждом этапе жизненного цикла комплекса. Алгоритмы оценки качественных требований безопасности, распределенных по группам (в зависимости от источника опасности, этапа работ и т.д.) имеют общую структуру, которая заключается в построении матрицы соответствия, основанной на шкале «выполнено – не выполнено». Если все требования выполнены, то формулируется вывод о выполнении данной группы требований безопасности.

В качестве исходных данных для проведения количественной оценки безопасности КРБ «Фрегат» был определен перечень нештатных и аварийных ситуаций, которые потенциально могли бы возникнуть в процессе наземной подготовке разгонного блока. Перечень составлялся с учетом этапа подготовки, количества обслуживающего персонала, типа и стоимости наземного оборудования, используемого на данном этапе. При формировании классификатора возможных нештатных и аварийных ситуаций использовались ГОСТ Р ИСО 17666-2006 и ГОСТ 27.310-95. Результаты расчета показали, что количественные требования безопасности ТТЗ КРБ «Фрегат» подтверждаются.

**FD_ORBIT2 - ДАЛЬНЕЙШЕЕ РАЗВИТИЕ ПРОГРАММЫ РАСЧЕТА
РАДИАЦИОННЫХ УСЛОВИЙ НА ТРАССАХ ПОЛЕТА ОРБИТАЛЬНЫХ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

М.Е.Артемов

(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)

В период полета космических аппаратов (КА) ионизирующие излучения космического пространства (радиационные пояса Земли, солнечные и галактические космические лучи) оказывают разрушающее воздействие на бортовую аппаратуру и конструкционные материалы.

Проблема радиационной стойкости бортовых устройств накладывает высокие требования к корректному определению радиационных условий на трассе полета. При использовании существующих отечественных и зарубежных пакетов программ (COSRAD, RADMODLS, OMERE, SPENVIS и др.) для КА, совершающих полет по сложным эволюционирующим орбитам, возникают определенные трудности. Это приводит к необходимости создания программы для корректных и точных расчетов параметров радиационной обстановки (спектров потоков и поглощенных доз от заряженных частиц различных радиационных полей) в период функционирования КА.

Создана программа FD_ORBIT2 - дальнейшее развитие программы fd_orbit_erb (созданной в рамках работ по Федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России»).

В разработанную программу включены современные модели солнечных и галактических космических лучей

Проведены расчеты радиационных условий на трассах полета КА «Спектр», выполнено сравнение результатов расчета с результатами расчетов других отечественных и зарубежных программ (COSRAD, OMERE).

Выработаны рекомендации по применению FD_ORBIT2 для расчета радиационных условий на трассах полета КА.

Список литературы

1.Vampola A.L. Radiation belt models for the PC: RADMODLS // In Radiation Belts: Models and Standarts, Geophys. Monograph 97, p 315-319, Amer. Geophys. Union, 1996.

2.Omere Advanced Manual, v 3.4// Peyrard P.F/ URL: <http://www.trad.fr/en>

3. Кузнецов Н.В., Петров А.Н., Панасюк М.И. Интерактивный комплекс программ «COSRAD» // Радиационная стойкость электронных систем. Научно-технический сборник «Стойкость-2007», М.: СПЭЛС, 2007, Вып. 10, с. 141-142.

4. Артемов М.Е. Расчет радиационных условий для сложной эволюционирующей орбиты КА в радиационных поясах Земли. Общероссийский научно-технический журнал «Полет», №8, 2010 г., с. 22-25.

5. Артемов М.Е., Хамидуллина Н.М. Свидетельство о государственной регистрации программ для ЭВМ № 2010614094 «FD-ORBIT_ERB», 23.06.2010 г.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРИВЯЗКИ СНИМКОВ, ПОЛУЧЕННЫХ С КА, К ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ

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 методу 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.

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.

НАДЕЖНОСТЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И ОПАСНЫЕ СБЛИЖЕНИЯ

А.Ф.Клишин

(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)

Среди внешних воздействий, представляющих существенную угрозу функционированию космического аппарата (КА), опасное сближение с космическими объектами (КО) рассматривается как проблема уже лет двадцать. В настоящее время острота проблемы стала явной, причем заметное ухудшение обстановки в космическом пространстве происходит сравнительно быстро (почти за каждые пять лет).

Установлено, что основную угрозу для функционирующего КА представляют неуправляемые объекты (некоторые функционирующие КА, отработавшие КА и разгонные блоки, их фрагменты, операционные элементы и т.п.). При этом, нефункционирующие объекты относятся к «космическому мусору» и составляют > 85% всех КО как в околоземном пространстве (до высот ~ 2000 км), так и области геостационарной орбиты. Таким образом, в космическом пространстве становится более «тесно» и угроза столкновения функционирующих аппаратов между собой или функционирующего спутника с отработавшим объектом (космическим мусором) стала реальной.

После столкновения 10.02.2009г. отработавшего КА «Космос-2251» с функционирующим КА «Iridium-33» (США) к началу 2011г. национальными системами контроля космического пространства зафиксировано образование (в области низких орбит) до 800 новых крупных фрагментов, а общее число крупных объектов в околоземном пространстве уже превысило 20000.

С учетом этих угроз обеспечению безопасности функционирования Международной космической станции (МКС) уделяется первостепенное значение. Для предотвращения столкновения МКС с космическими объектами проводятся постоянные работы по контролю за орбитой станции и траекториями объектов, которые могут угрожать ей столкновением. Созданные в стране и в США программы расчета опасных ситуаций сближения МКС с КО позволили выработать совместные решения

и провести ряд коррекций орбиты МКС для уклонения от возможных столкновений с объектами

Аналогичные расчетные оценки по прогнозу возможных сближений КА с космическими объектами проводятся по различным методикам в стране и за рубежом. Интересные результаты приведены в проекте Международного стандарта ИСО 16158 «КС. Предотвращение столкновения объектов на орбите».

Рассматриваются некоторые результаты подобных расчетов, выполненные для ряда КА, разработки НПО им. С.А. Лавочкина. Показано, что достоверность таких расчетов во многом зависит от полноты и точности исходных данных по орбитам (траекториям) исследуемых космических объектов. Централизация проведения подобных расчетов в специализированной организации позволит в будущем разработчикам космических аппаратов обоснованно и своевременно управлять КА, совершая маневры уклонения при опасных сближениях с КО.

ОТРАБОТКА ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ В УСЛОВИЯХ ПЛАЗМОТРОНОВ

А.Ф.Клишин, А.М.Никитин
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)

Тепловая защита спускаемого аппарата (СА) предназначена для обеспечения заданного теплового режима конструкции аппарата и его оборудования при кратковременных (пиковых) теплосиловых воздействиях на этапе аэродинамического торможения СА в атмосфере конкретной планеты. Важнейшим элементом тепловой защиты является внешнее теплозащитное покрытие (ТЗП), которое частично разрушаясь, поглощает основное тепловое воздействие высокотемпературной плазмы на аппарат.

Известные требования по совершенствованию тепловой защиты (ТЗ) заключаются в поиске наиболее совершенных марок ТЗП, которые бы обеспечивали при заданных теплосиловых воздействиях на аппарат надежную работу тепловой защиты при ее минимальной массе. Полученные ранее расчетно-экспериментальные и исследовательские результаты по созданию тепловой защиты СА широко используются на практике и являются базовыми при выборе предварительной схемы тепловой защиты новых СА и оценке параметров уноса ТЗП по обводу этих аппаратов.

Методически определено, что для отработки тепловой защиты любого СА и для выбора лучшего из рекомендованных в качестве ТЗП новых теплозащитных материалов (или из модифицированных традиционных материалов) необходимо проведение полного цикла исследования теплофизических и теплозащитных свойств этих материалов, преимущественно, на электродуговых (плазмотронных) установках, которые обеспечивают заданный и предельно-максимальный уровень теплосилового воздействия. Поэтому известные плазмотронные установки типа «ТТ-1» (ЦНИИМАШ), «ЭДПГ-1,2» (ИТМО), «ПД-5» (ТТС) и другие используются при проведении сравнительных испытаний новых теплозащитных материалов и отработке элементов тепловой защиты СА.

Конструкция и рабочие параметры каждого плазмотрона уникальны. Разрядные камеры современных плазмотронов испытывают воздействие удельных тепловых потоков (от дугового разряда), которые превышают в разы удельные тепловые потоки характерные для камер жидкостных ракетных двигателей. Эксплуатация и совершенствование плазмотронных установок – важнейшее направление в наземной отработке изделий ракетно-космической техники, подвергающихся в штатных условиях воздействию высокотемпературных газовых потоков ($T > 4000...10000$ К).

Приводятся результаты сравнительных испытаний опытных образцов традиционного и вариантов модифицированного материала в условиях плазмотронов ЭДПГ-1,2 и ПД-5, отличающихся уровнем теплосилового воздействия рабочей струи. Показано, что введение небольшого количества специальных добавок позволяет повысить на 15...20% теплозащитные свойства исходного традиционного материала в исследуемом диапазоне воздействий. Наиболее перспективные из модифицированных материалов рекомендованы для изготовления элементов тепловой защиты СА.

**ГРАВИТАЦИОННО-ГРАДИЕНТНЫЙ МЕТОД БЕСКОНТАКТНОГО
ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАССЫ, ПЛОТНОСТНОЙ НЕОДНОРОДНОСТИ И
УГЛОВОЙ СКОРОСТИ ВРАЩЕНИЯ ОПАСНЫХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ ТИПА
АСТЕРОИДОВ, КОМЕТ И ДРУГИХ С ПОМОЩЬЮ РОТАЦИОННЫХ
ГРАВИТАЦИОННЫХ ВАРИОМЕТРОВ**

**А.И. Сорока, В.М. Халтобин, С.М. Гладкин, В.В. Гласов
(ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и
Ю.А. Гагарина»)**

***e-mail:* Sorokaaleksan@Yandex.ru**

В отличие от известных контактных методов определения массы, угловой скорости вращения опасных небесных тел (ОНТ) и его главных осей инерции с помощью различных отражателей, электростатических и волоконно-оптических гироскопов и приемопередатчиков, а также астрофизических и динамических методов оценки масс ОНТ с погрешностью $\approx 10-50\%$ (см. <http://paruss.at/ua/news/2009-08-09-22>) рассмотрен усовершенствованный гравиградиентный метод бесконтактного определения масс ОНТ с погрешностью $\approx 0,1-1,0\%$ на дальностях 1-10 км и определения угла на центр масс ОНТ с погрешностью, соответственно, 0,1-10 угл. мин. при скорости взаимного сближения ОНТ и КА-разведчика в пределах 5-75 км/с [1]-[3].

Ротационный гравивариометр (РГВ), входящий в состав гравиградиентного метода (ГГМ), измеряет так называемые кривизны пространства, модуль кривизны и направление плоскости, в которой находится максимальный градиент силы тяготения, относительно начала отсчета на роторе, связанного с бортовой системой координат КА-разведчика. Погрешность измерений РГВ принята в 0,001-0,0001 Е (1 Этвеш = 10⁻⁹с⁻²). Габариты РГВ: $\varnothing 110$ мм, высота ~ 200 мм, масса $\sim 2,0-3,0$ кг.

В состав ГГМ с РГВ входит звездный датчик (ЗД) с бесплатформенной инерциальной навигационной системой (БИНС), выполненный на микромеханических элементах (ММЭ), снабженный приемником радиодальномерных и телеметрических сигналов. Размещение ГГМ с РГВ целесообразно в пределах 0-5 мм от центра масс и продольной оси вращения КА (общей массой ~ 120 кг, с массой научной аппаратуры ~ 14 кг, включающей массу 2-х РГВ ~ 4 кг). Объем получаемой информации максимальный от 700 байт за 7-10 с рабочего времени до 2-3 Кбайт с учетом сигналов от компенсаторов инерциальных и других помех в полезном сигнале РГВ. Ошибка измерения дальности (r) до ОНТ не долж-

на превышать 1-2 м, например, лазерным Lidar Rangefinder Hayabusa (Жаха) в пределах 1-50 км.

Усовершенствованный экспериментальный образец БОМГ, представленный на международных салонах «МАКС-2003» и «Интерполитех-2003» был отмечен престижной Золотой Медалью «Гарантия качества и безопасности».

Концепция использования РГВ для практически абсолютной (электромагнитной, радиационной, вибросейсмической) помехозащищенности и автономности функционирования и обеспечения бесконтактного пассивного дистанционного контроля (инспекции, охраны) важных объектов, хранилищ, территорий, акваторий и космических объектов получила признание специалистов и отмечена золотой медалью международного салона промышленной собственности «Архимед-2007».

Использование гравиградиентной технологии позволяет усовершенствовать аппаратуру для определения массы, плотностной неоднородности и угловой скорости вращения ОНТ и других космических тел в виде инновационного проекта космического аппарата массой ~120 кг с полезной нагрузкой ~14 кг, в состав научной аппаратуры которого входит РГВ и его модификации. При этом достигаются относительные погрешности определения массы ОНТ в пределах 1-10% в зависимости от величины относительной скорости сближения (5-75 км/с) и на расстояниях 1- 50 км.

Список литературы

1. Красовский А.А. Маркирование небесных тел - возможный путь решения проблем астероидной опасности // Материалы научного семинара ВВИА 17.02.1997 г. Издание ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1997, с. 8-19.
2. Сорока А.И. Гравитационно-градиентные методы исследования плотностной неоднородности космических тел естественного и искусственного происхождения. Околосолнечная астрономия и проблемы изучения малых тел солнечной системы. М.: Издательство «Косминформ», 2000, с. 308-318.
3. Августов Л.И., Сорока А.И. Бортовой гравивариометр. Опыт разработки и результаты стендовых испытаний. Мехатроника, автоматизация, управление. №3, 2009, с.51-56.

**НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ КОНТРОЛЯ ЮСТИРОВКИ АНТЕНН КА
НА НЕ ГЕОСИНХРОННЫХ ОРБИТАХ**

В.И.Машков, А.И. Денисов, А.П. Косолапов,

О.И. Глядченко, Е.Н.Филлипова

(ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»)

e-mail: sa-w@laspace.ru

Суть алгоритма состоит в том, что относительно предварительно заданного в пространстве направления выполняется поочередно сканирование пространства в заданных пределах в двух взаимно ортогональных плоскостях так, что в каждой плоскости перенацеливания выполняются с постоянной скоростью поочередно во встречных направлениях.

Сеанс «юстировка ОНА», первоначально созданный для КА «Фобос» и затем повторённый на КА «Марс-96», прошёл успешно в полном объёме все наземные испытания в процессе подготовки этих КА к лётным испытаниям и был модифицирован для КА «Электро-Л».

Выполненные в условиях реального космического полёта КА «Электро-Л» №1 для проверки сходимости результатов, получаемых по разработанной методике, две идентичные процедуры «юстировка ОНА» 25.03.2011года в 14:10:00 (БШВ) и в 14:30:00 (БШВ) показали разницу измеренных отклонений электрической оси ОНА от центра поля сканирования менее 1,5 угловой минуты (это значение достигнуто при ширине диаграммы направленности (2θ 0,5) испытываемой ОНА в 120 угловых минут).

Космический аппарат «Электро-Л» №1 находится на геостационарной орбите, в то время как КА «Спектр-Р» - на эллиптической орбите, а КА «Фобос-Грунт» на межпланетной траектории движения.

В случае не геосинхронных орбит приходится в процессе анализа результатов выполнения процедуры «юстировка ОНА» учитывать следующие факторы:

- непрерывное смещение положения текущей точки прицеливания;
- «доплеровское» смещение частоты принимаемого сигнала;
- текущее изменение дальности в линии радиосвязи.

Эти особенности были учтены при обработке результатов измерений выполнения процедуры «юстировка ОНА» ОНА ВИРК КА «Спектр-Р» 17.09.2011 года и четырёх процедур 12.10 2011 года.

Разработана, отработана, доведена до практического применения и впервые опробована в условиях реального космического полёта КА «Электро-Л» №1 методика проверки юстировки остронаправленной антенны в системе координат космического аппарата, которая получила своё развитие при осуществлении контроля юстировки ОНА космических аппаратов «Спектр-Р» и «Фобос-Грунт». Отечественных аналогов разработанная и реализованная методика не имеет.

**ИСХОДНЫЕ ПРОРАБОТКИ ДЛЯ РЕКОМЕНДАЦИЙ КОНСУЛЬТАТИВНОГО
КОМИТЕТА ПО СИСТЕМАМ КОСМИЧЕСКИХ ДАННЫХ (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", которым был посвящен доклад авторов данного доклада (для XXXV академических чтений по космонавтике). Безусловный интерес для соответствующих специалистов представляют исходные проработки, на основе которых были выработаны указанные Рекомендации, – этим исходным проработкам и посвящен данный доклад.

Исходные проработки были представлены в документе CCSDS B20.0-Y-2 June 2001 "Труды конференции Отделения 1E Комитета CCSDS по высокой частоте и модуляции, посвященные видам модуляции, эффективным по спектру частот". По мнению авторов данного доклада из множества докладов, представленных в "Трудах конференции", наибольший интерес представляют доклады, непосредственно коррелированные с двумя взаимно связанными проблемами модуляции, эффективной по спектру частот:

- необходимостью (в связи с сокращением спектра) увеличения мощности в обеспечение потребного значения вероятности искажения двоичных единиц (бит данных);

- необходимостью обеспечения потребной помехозащищенности (обеспечения малой восприимчивости к действию помех) от воздействия узкополосных и широкополосных помех.

По результатам обзора материалов "Трудов конференции" в качестве материалов для академических чтений по космонавтике были выбраны:

1) материал Центра управления полетами имени Годдарда НАСА (NASA GSFC) "Анализ видов модуляции, эффективных по спектру частот";

2) "Помехозащищенность";

3) "Помехозащищенность избранных методов модуляции, эффективных по спектру частот".

В докладе подробно рассмотрены вопросы эффективного сжатия полосы частот, обеспечения потребного увеличения мощности, обеспечения помехозащищенности следующих видов модуляции (как по отдельности, так и в сравнении):

- нефильТРованная квадратурная фазовая манипуляция со смещением;

- фильТРованная квадратурная фазовая манипуляция со смещением;

- квадратурная фазовая манипуляция со смещением с фазовым модулятором;

- фильТРованная квадратурная фазовая манипуляция со смещением с синфазным/квадратурным (I/Q) модулятором;

- квадратурная модуляция с решетчатым кодированием;

- гауссова манипуляция с минимальным фазовым сдвигом;

- усиленная запатентованная Фехером квадратурная фазовая манипуляция.

Для фильТРованных видов модуляции представлены характеристики для двух видов фильТРов:

- фильТР Баттерворта;

- фильТР с характеристикой косинус в степени корня квадратного.

При этом представлены материалы как аналитических исследований, так и результаты моделирования.

Наряду с функциональными характеристиками общего назначения приведены данные по помехозащищенности указанных выше видов модуляции.

**НОВЫЕ ПОЛУПРОВОДНИКОВЫЕ ТЕНЗОРЕЗИСТОРЫ ДЛЯ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Н. М. Володин, Ю. Н. Мишин
(ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»)
e-mail: tenzo@laspacespace.ru

Важнейшим этапом решения проблем обеспечения прочности и ресурса при проектировании космических аппаратов (КА) является определение деформаций, напряжений, перемещений и усилий, вызываемых силовыми и тепловыми нагрузками. Для определения реальной нагруженности деталей КА на стадии проектирования, доводки опытных образцов, и особенно в реальных условиях эксплуатации, большое значение приобрел метод экспериментальной механики - тензометрия. Измерение деформаций производится исключительно с помощью тензорезисторов (ТР), а измерение других механических величин (силы, веса, давления, ускорения, перемещения и др.) с помощью тензодатчиков. Но использование тензометрии на борту космических аппаратов встречает некоторые трудности. Это, главным образом, большая энергоемкость тензодатчиков и слишком малый выходной сигнал, требующий применения усилительной аппаратуры.

Внедрение нового редкоземельного полупроводникового (ПП) материала (моносльфид самария – SmS) и разработка на его основе нового поколения тензорезисторных датчиков механических величин (ТДМВ) позволит широко применять тензометрию для измерения механических параметров на борту КА.

1. Материал обладает рекордной чувствительностью к деформации. Коэффициент тензочувствительности (КТ) при $T=300^{\circ}\text{K}$ достигает значений 260, коэффициент пьезосопротивления всестороннего сжатия – $6 \cdot 10^{-3}$ МПа⁻¹.

2. Температурный коэффициент сопротивления (ТКС) SmS можно изменять в широких пределах, как с помощью допирования европием или селеном, так и различными режимами испарения и осаждения, что обеспечивает получение и тензорезисторов, и терморезисторов.

3. SmS, в отличие от других полупроводников, в том числе и от кремния, обладает линейными характеристиками, что облегчает мате-

математическую обработку результатов измерений и тарировку датчиков, и, в конечном счете, повышает точность измерений.

4. SmS является одним из наиболее тугоплавких и термостойких материалов ($T_{пл}=2300^{\circ}\text{C}$). Это обуславливает его высокую стабильность во времени и под действием проникающей радиации. Изменение параметров пленочных структур на основе SmS при γ -облучении до доз 1010 рентген не превышает 1%, а работоспособность сохраняется при интенсивности облучения 106 рентген/час.

5. Уникальным свойством SmS является наличие фазового перехода полупроводник-металл. Существует простой метод перевода напыленной поликристаллической пленки SmS в металлическое состояние, при этом изменяются сопротивление, ТКС, КТ. Появляется возможность регулировки тензомостов без введения дополнительных регулировочных элементов.

Перечисленные преимущества редкоземельного полупроводника объясняются его уникальной зонной структурой. Она имеет три основных особенности.

1. Дно зоны проводимости образовано состояниями s-типа, сферическая симметрия которых приводит к изотропности всех эффектов, связанных с повышением концентрации электронов проводимости.

2. 4f-электроны ионов самария образуют локализованные состояния, которые находятся в запрещенной зоне на оптимальном расстоянии от дна зоны проводимости (0,23eV) и играют роль доноров с необычайно большой концентрацией, $1,8 \cdot 10^{22}\text{см}^{-3}$, недостижимой в других полупроводниках. Кроме того, 4f-уровни обладают большим барическим сдвигом – 0,15meV/MPa. Все это приводит к возникновению фазового перехода полупроводник-металл и рекордно большим величинам тензорезистивного эффекта.

3. Валентная зона отстоит достаточно далеко от зоны проводимости (2.3 eV), поэтому она не участвует в явлениях электропереноса и не оказывает влияния на используемые в полупроводниковых материалах эффекты, связанные с переходами электронов между 4f-уровнями и зоной проводимости. Широкая запрещенная зона является одной из предпосылок термо- и радиационной стойкости.

Отметим характеристики, благодаря которым ТДМВ на основе редкоземельного полупроводника SmS для КА имеют значительные преимущества перед другими первичными преобразователями.

1. Сразу отметим, что весь спектр космической радиации не опасен для ТДМВ на основе SmS.
 2. Для питания ТДМВ можно использовать напрямую, без каких либо преобразований (кроме стабилизации), бортовое напряжение 27 В (после стабилизации, скажем, 20 ÷ 25 В).
 3. Потребляемый ток (единицы микроампер) и рассеиваемая мощность (единицы микроватт) снижаются на два порядка по сравнению с металлическими ТР.
 4. Выходной сигнал увеличивается на два порядка и достигает нескольких вольт.
 5. Экспериментально подтвержденный рабочий температурный диапазон ТДМВ с ТР на основе SmS -200 ÷ +400°С. Это перекрывает температурные условия, встречающиеся в открытом космическом пространстве.
 6. Немаловажным для применения в КА является возможность миниатюризации а, значит, и снижения веса, ТДМВ, так как площадь чувствительной зоны ТР на основе SmS весьма малы: 0.1x0.1 мм²
- Суммируя изложенное, можно с уверенностью утверждать, что на сегодняшний день, не существует датчиков с подобными характеристиками.

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОТЫ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ

Н.Н. Алёшин

(ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»)

Длительный анализ жизненного цикла технической системы показывает, что среди основных событий цикла важное место занимают испытания. В процессе производства сложных технических систем проводится большое количество различных по сложности испытаний, начиная от самых простейших – контрольных, до самых сложных – летных.

По мере повышения требований к характеристикам технических систем и связанного с этим их технического усложнения роль испытаний в процессе изготовления объектов становится всё более значительной. При разработке современных ТС из-за невозможности получения адекватного теоретического описания примерно до 40% всех возникающих проблем решаются при помощи испытаний. При этом большая стоимость испытаний и длительность их проведения становятся определяющим в общих затратах и сроках, необходимых для создания ТС.

Поэтому решение основной проблемы сокращения сроков создания и стоимости разработки сложных технических систем сводится в основном к рациональной организации процесса её экспериментальной отработки. Для решения этой задачи необходимо провести оптимальное планирование испытаний.

Выбор критерия эффективности производится в зависимости от класса изделий. Для серийных изделий в качестве критерия эффективности выбирают стоимость. Ограничение по времени часто снимается.

При проектировании уникальных объектов стоимость разработки обычно не является жестким ограничением. В то же время сроки разработки выдерживаются достаточно строго.

Для определения количественных оценок эффективности необходимо получить зависимости, связывающие текущую эффективность со временем и стоимостью испытаний. Определение данных зависимостей для конкретного проекта позволяет оптимизировать процесс испытаний, сократить стоимость и сроки разработки.

ЭЛАСТИЧНЫЕ ВЫТЕСНИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

В.С. Корсаков, А.В. Шморгунов,

И.В. Платов

(ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина»)

В последние годы возрос интерес к исследованию планет солнечной системы. Для реализации данной задачи необходимы космические аппараты, способные, например, доставить оборудование для сбора информации о состоянии и составе грунта, наличии элементов, встречающихся на Земле и т.п. Таким образом, возрастают требования к оснащению перелетного модуля космического аппарата (ПМ КА) связанные с длительностью космического перелета, в частности, определяющие работоспособность двигательной установки. Для обеспечения подачи жидких компонентов топлив к реактивным двигателям в условиях действия малой гравитации используются различные внутрибаковые разделительные устройства: металлические диафрагмы и сильфоны, эластичные вытеснительные устройства (ЭВУ) [1].

Рассмотрим топливный бак сферической формы с установленным в него эластичным вытеснительным устройством, которое разделяет топливную и газовую полости бака. Отбор топлива из бака осуществляется через закрепленную с двух сторон перфорированную трубку. Газ наддува давит на поверхность ЭВУ и выдавливает топливо в магистраль.

Основные требования к ЭВУ при длительном отборе из них компонентов топлив следующие:

- конструктивная схема ЭВУ (топливо внутри или снаружи);
- низкая проницаемость газов через материал;
- химическая стойкость к компонентам;
- высокие прочностные характеристики материала (устойчивость к разрывам, растяжениям и т.д.).

Проведенные испытания по выбору формы и материала ЭВУ изготовленных в «НПО им. С.А.Лавочкина» образцов для штатных компонентов при длительном периоде эксплуатации позволили прийти к выводу о эффективности использования фольгированных материалов при сферической форме вытеснительного пакета.

Для подтверждения работоспособности ЭВУ, оценки газовыделения на компонентах гептил и амилин в условиях натурной эксплуатации ДУ ПМ КА «Фобос-Грунт» были сформулированы задачи по определению значений концентраций растворенного газа наддува в амилине и гептиле в процессе длительного хранения и вытеснения компонента топлива из ЭВУ, газовыделения в процессе испытаний, степени негерметичности ЭВУ перед заправкой и после слива компонентов и соответствия НТД составов компонентов топлива до и после испытаний, а также необходимая оценка состояния материала ЭВУ после испытаний.

Для осуществления поставленных задач была разработана программа методика проведения испытаний, которая была реализована в ФКП «НИЦ РКП». Испытуемый бак монтируется в термошкафу в соответствии с пневмогидравлической схемой изделия с добавлением емкости для объемно – весовых измерений при ресурсных испытаниях.

Результаты испытаний показали, что при режимах полета перелетного модуля космического аппарата «Фобос-Грунт» к концу полета на 510 сутки следует ожидать газовыделение в баке О - 0,16 л в баке Г - 0,02 л при негерметичности ЭВУ 1,0.10⁻³ л·мкм рт. ст./с.

Работоспособность (конструктивная целостность) ЭВУ обеспечивает длительность полета ДУ ПМ - 510 суток. Компоненты амилин и гептил до и после испытаний соответствовали, соответственно, требованиям ОСТ 113-03-503-85 и ГОСТ В 17803-72.

Список литературы

1. Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями. Под редакцией академика В.Н. Челомея. М., «Машиностроение», 1978, 240 с.

**ИСПЫТАНИЯ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО
АППАРАТА «ФОБОС-ГРУНТ»**

***Н.С.Парцевский, Д.В.Дмитриев, В.Е.Шмагин
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)***

КА «Фобос-Грунт» является первым аппаратом для дальнего космоса после длительного перерыва в данной области Российской космонавтики. Для обеспечения миссии была разработана новая операционная система реального времени (ОСРВ). Она обеспечивает необходимую скорость реакции на события, и функционирование научных и навигационных приборов. Данную ОСРВ планируется использовать в целой серии следующих аппаратов НПО им. С.А. Лавочкина.

В связи с важностью задания, к БКУ предъявляются повышенные требования в части функционирования и надёжности. Основной проблемой проверки БКУ является ограниченное время работы с лётными приборами. Вследствие таких условий невозможно обеспечить полный цикл проверок ОСРВ БКУ на штатных образцах приборах. Была поставлена задача разработать такой цикл проверок, который бы обеспечивал максимально возможный объём проверок.

С целью решения данной задачи был создан и отлажен испытательный стенд, который является аналогом лётного аппарата. Были сделаны технологические образцы лётных приборов, являющихся точными копиями по аппаратной и габаритной части. Все испытания штатной машины проводились, только после полной проверки БКУ на стенде.

На стенде идёт работа по отладке бортового программного обеспечения во всех направлениях (баллистика, навигация, манипуляторы, научные приборы). Во время полёта, на стенде будет включена циклограмма выведения, которая будет отрабатывать штатную программу. Для приборов навигации были разработаны имитаторы (звёздного неба, солнца, поворотная платформа для бесплатформенных инерциальных блоков), был сделан стенд проверки рулевой машины, манипуляторного комплекса. Всё это находится в едином контуре управления, что обеспечивает максимальную схожесть с реальным аппаратом.

Полученные на стенде результаты позволяют, проводить испытания лётных образцов приборов, без значительных затрат их времени наработки. Разработанный стенд позволил проверить функционирова-

ние ОСРВ в условиях максимально приближенных к настоящим. Полученные результаты позволили выявить нюансы и исправить их. С концом испытаний стенд не утратил свою значимость, так как в ходе миссии все команды перед отправкой на борт проверяются на стенде.

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК БОРТОВЫХ АНТЕННЫХ СИСТЕМ
ДЛЯ ПЕРЕДАЧИ ЦЕЛЕВОЙ ИНФОРМАЦИИ В ЗАВИСИМОСТИ
ОТ НАЗНАЧЕНИЯ КА**

А.Е.Шаханов

(ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина»)

e-mail: shakhanov@laspacespace.ru

Характеристики бортовых антенных систем (АС) определяются требованиями, которым должны соответствовать антенны рассматриваемого КА. Требования, предъявляемые к бортовым антеннам можно разделить на две группы:

1) Требования накладываемые условиями функционирования антенн в космическом пространстве и в составе сложной технической системы, а так же воздействиями при выведении КА (общие требования - схожи для КА различных типов);

2) Требования, вытекающие из особенностей и назначения конкретного КА.

Анализ влияния на характеристики бортовых антенн требований второй группы представляет большой интерес, поскольку именно эти требования определяют электрические параметры АС. Из назначения КА «вытекают» параметры рабочей орбиты, длительность рабочего участка (РУ), требуемая оперативность получения целевой информации (ЦИ), состав, а значит и информативность целевой аппаратуры (ЦА). Параметры орбиты определяют расстояние между КА и пунктом приёма-передачи информации (ППИ), скорость движения КА относительно ППИ, данные значения оказывают влияние на выбор ширины диаграммы направленности (ДН) - важнейшего электрического параметра антенны. Длительность рабочего участка так же учитывается при выборе ширины ДН антенн, поскольку часто на КА предусмотрен режим передачи ЦИ в режиме реального времени, без её сохранения в бортовых запоминающих устройствах (ЗУ), при этом на всём РУ ДН бортовых антенн должны «накрывать» ППИ. Требуемая оперативность получения ЦИ оказыва-

ет влияние на коэффициент усиления (КУ) антенны, который имеет прямую зависимость от ширины ДН. При требуемой высокой оперативности получения ЦИ, АС должны обладать высоким КУ (узкой ДН) для передачи больших потоков информации за короткое время, если к оперативности получения ЦИ не предъявляются жёстких требований, на борту КА целесообразно размещение ЗУ большой ёмкости с целью оптимизации передающего информационного тракта. Накопление ЦИ в ЗУ позволяет использовать менее мощные передатчики (тем самым, снизив требования к АС в части электрической прочности) или применить АС с более широкой ДН. При высокой информативности ЦА, требуется обеспечить передачу данных с КА с высокой скоростью, один из возможных путей, по мимо рассмотренного выше (уменьшения ширины ДН и увеличения КУ антенны) это использование более высокого частотного диапазона. Изменение длины волны зачастую приводит к изменению конструктивных параметров антенны.

Итоговые характеристики бортовых антенн представляют собой результат разумного компромисса, в поисках которого приходится принимать во внимание, какие из требований являются более важными для конкретного КА, а какими в данном случае можно несколько пренебречь. Чёткое понимание определяющих требований позволяет достичь данного компромисса на ранних этапах разработки системы.

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПОЛУСФЕР

Д.А. Анисин

(ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина»)

Целью работы является изучение и разработка частного случая реализации автоматизированного проектирования и технологической подготовки производства деталей космического летательного аппарата на примере полусферы. В работе использованы методы моделирования объектов производства и технологических процессов.

Технолог, разрабатывая ТП изготовления деталей, сборки изделий, распоряжается производственными мощностями и ресурсами, которые находятся в сфере его компетенции. В отдельных случаях налаживается кооперация с другими предприятиями.

Как один из вариантов схемы взаимосвязи был рассмотрен следующий алгоритм:

Конструктор, при проектировании изделия, использует базу данных типовых параметрических деталей, содержащую в себе все необходимые данные, изменяя, при необходимости, геометрические параметры деталей.

Каждая деталь из базы данных типовых деталей содержит в себе параметры, необходимые для создания ТП, и расчёты, необходимые для изготовления деталей в зависимости от геометрических параметров и свойств материала.

На основе БД параметрических деталей, геометрических параметров требуемой детали и её технологических данных, происходит создание ТП. Работа по такому методу позволит упростить обработку информации и для технологов, работающих с ЧПУ. Они смогут получать 3D-модели детали, уже содержащие в себе все, необходимые для построения технологического маршрута, данные.

Для автоматизации проектно-конструкторских и технологических задач, необходимо создать необходимую базу данных:

- БД материалов, как отдельный файл, при изменении которого корректируются параметры деталей, использующие его, т.е. обеспечить интеграцию информации во все материалы, его использующие;

- БД станков, содержащая в себе все параметры о станках, используемых на предприятии. Она должна содержать: максимальные геометрические параметры рабочего места, мощность, загруженность и другие технические параметры;

- БД 3D-деталей, с возможностью изменения параметров, определенным образом;

- БД основных ТП;

- Программу по обработке технических требований (ТТ), изложенных в чертеже детали, которые должны учитываться при проектировании ТП изготовления детали.

- Последовательность проведения расчётов при автоматизированном проектировании полусферы:

Исходя из заданных параметров требуемой полусферы, рассчитывается размер заготовки. В зависимости от отношения толщины заготовки к её диаметру выводятся приоритетные варианты вытяжки. Предварительно рассчитывается коэффициент вытяжки для первого и последующих переходов. Потом определяется диаметр детали после первого и последующих переходов, определяется усилие вытяжки, необходимое для получения детали после первого перехода. Производится рас-

чѐт требуемого усилия прижима заготовки. Полученный расчѐт даёт возможность определить давление вытяжки и произвести настройку оборудования

Разобранный пример показал возможность использования 3-D модели для создания интегрированных систем автоматизированного проектирования, включающей:

- проектирование конструкции;
 - проектирование технологического процесса и оснащения.
-