

Секция 18

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

**МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ФОРМИРОВАНИЯ ПРОЕКТНОГО
ОБЛИКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ВЕНЕРА-Д»**

*В.А.Воронцов, К.М.Пичхадзе, В.В.Хартов
(ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»)*

В настоящее время продолжается научно-исследовательская работа по проекту Венера-Д, который включен в Федеральную космическую программу России, и предполагается, что запуск КА будет осуществлен в 2016 году.

Предусматривается создание космического комплекса для длительного и длительного исследования атмосферы и поверхности Венеры. В состав комплекса должны быть включены орбитальный и спускаемый на поверхность Венеры аппараты. На этапе НИР рассматривались варианты, в которых в состав спускаемого аппарата входили: посадочный аппарат, аэростатные зонды, планирующий зонд, небольшие сбрасываемые во время спуска в атмосфере исследовательские зонды.

Проводилась проработка возможности использования опыта НПО им. С.А.Лавочкина в создании космических аппаратов серии «Венера» и «Вега», а также проектных разработок КА «Фобос-Грунт» и перспективных космических аппаратов для обеспечения выполнения комплексной программы длительных исследований Венеры с учетом последних достижений науки и техники.

Учеными Российской Академии наук проявлен большой интерес к программе исследования Венеры, и предложен ряд научных задач, для выполнения которых необходимы именно те технические средства, которые и были рассмотрены в составе космического комплекса. При этом массово-энергетические требования со стороны научных приборов

приводят к необходимости увеличения массы орбитального и спускаемого аппаратов, а значит и использования ракетносителя тяжелого класса. Кроме того, появилась идея расширения круга научных задач и необходимость рассмотрения возможности вывода на орбиту вокруг Венеры еще одного (или даже двух орбитальных аппаратов).

Складывается интересная и очень сложная задача методологического характера: большая организационно-техническая система, которой безусловно по всем признакам является разрабатываемый космический комплекс, с самого начала проекта должна быть подвергнута глубокому анализу. В первую очередь - определение приоритетных задач и организация комплексной схемы экспериментов с применением различных технических средств. Проектные предложения новых образцов технических средств с учетом опыта предыдущих и новых разработок. Определение философии экспериментальной отработки.

Определение кооперации, в том числе - международной. Инициация начала опытно-конструкторских работ, с учетом необходимости своевременного и достаточного финансирования, имея в виду и негативный опыт осуществления проектов. Наконец, восстановление приоритетных позиций России в исследовании Венеры, которые, в частности, что касается посадочных аппаратов и аэростатных зондов, не утрачены и по сей день.

ПРОЕКТ ВЫСОКОТОЧНОЙ СИСТЕМЫ ЛОКАЛИЗАЦИИ ПОСАДОЧНОЙ СТАНЦИИ «ЛУНА-РЕСУРС»/«ЛУНА-ГЛОБ»

*М.Б.Мартынов, К.М.Пичхадзе, В.П.Долгополов, П.А.Вятлев
В.К.Сысоев, Л.В.Вернигора, А.В.Багров, А.С.Косов*, В.М.Готлиб*,
О.С.Андреев**

*(ФГУП «НПО им. С.А Лавочкина», * ИКИ РАН)*

Успешное развитие современных оптико-электронных приборов и радиотехнических систем позволяет проектировать высокоточную комплексную систему определения координат лунной станции проектов «Луна-Ресурс» и «Луна-Глоб».

В основу такой системы положены следующие принципы:

- построение системы из автономных независимых технических средств;
- достижение высоких точностей (~1см);
- решение как навигационных, так и научных задач;

– обеспечение долговременной работы таких средств как маяк для последующих экспедиций.

– Данная система будет скомплексирована из следующих измерительных средств:

– системы световых маяков на основе лазерных диодов, размещенных на станции таким образом, чтобы их пучки попадали в поле зрения телекомплекса орбитальных аппаратов и наземных телескопов (точность < 1 угл. сек.);

– радиомаяка с высокой стабильной частотой, что позволяет радиоприем наземными антеннами VLBI с точностью определения поперечных координат < 1 см;

– системы лазерной дальнометрии, состоящей из плиты угловых отражателей и лазерной наземной станции. Плита угловых отражателей будет установлена на платформе приводов остронаправленной антенны (точность определения расстояния < 1 см).

Лазерные диоды имеют срок службы более 50000 часов, а при подключении к радиоизотопному электрогенератору могут служить световым маяком для будущих экспедиций в течение 3-5 лет. А угловые отражатели будут сохранять свои характеристики в течение 10-15 лет.

Создание и испытание данной системы в рамках реализации проектов «Луна-Ресурс» и «Луна-Глоб» позволит заложить основы «маяков» следующих лунных экспедиций.

СИСТЕМА РАДИАЦИОННОГО КОНТРОЛЯ СЛУЖЕБНОГО МОДУЛЯ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ. ДЕВЯТЬ ЛЕТ РАБОТЫ

*В.В. Бенгин, В.М.Петров, М.И. Панасюк,
А.Н. Волков*, В.И. Лягушин*, И.В. Николаев*,
О.Ю. Нечаев**, А.Э. Лишневецкий***

(ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем РАН, г. Москва,

** Ракетно-космическая корпорация "ЭНЕРГИЯ", г. Королев МО,*

*** НИИ ядерной физики им. Д.Г.Скобелева МГУ, г. Москва)*

Система радиационного контроля (СРК), установленная на борту Служебного модуля (СМ) Международной космической станции (МКС), является важной частью системы радиационной безопасности космического аппарата. СРК работает практически непрерывно с 1 августа 2001 года. Взаимодействие СРК с другими системами Служебного модуля

позволяет передавать результаты измерений на Землю по телеметрической системе и отображать радиационную обстановку на компьютер экипажа. Имеется возможность корректировать программное обеспечение СРК непосредственно на борту МКС. Это позволило повысить полноту и достоверность получаемой информации.

В докладе представлены данные о функционировании аппаратуры и результатах измерения мощности дозы в период с августа 2001 года по август 2010 года как при нормальной радиационной обстановке, так и во время солнечных протонных событий. Сопоставлены между собой значения мощности поглощенной дозы, измеренные детекторами, установленными в различных точках РС МКС. Сравнение данных с разных детекторов, показало, что различие между наиболее защищенной и наименее защищенной точками измерения не превышает двукратного при невозмущенных радиационных условиях. Во время солнечных протонных событий перепад доз может достигать 30-ти раз. Этот факт подтверждает эффективность такой защитной меры, как переход экипажа в высокозащищенные зоны для уменьшения дозы от солнечных космических луче.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ОРИЕНТАЦИИ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ НА МОЩНОСТЬ ДОЗЫ В СЛУЖЕБНОМ МОДУЛЕ ПРИ ПРОХОЖДЕНИИ ОБЛАСТИ ЮЖНО-АТЛАНТИЧЕСКОЙ АНОМАЛИИ

*С.Г.Дробышев, В.В.Бенгин,
(ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем РАН,
Москва, Россия)*

Во время орбитальных пилотируемых полетов на Международной космической станции (МКС) значительную часть дозы радиации космонавты получают при прохождении станции через область Южно-атлантической аномалии (ЮАА), в которой поле излучения имеет анизотропный характер. Сложная конфигурация МКС с большим количеством оборудования на ее борту и, как следствие, неравномерная защищенность от излучения с разных сторон приводит к тому, что при определенных условиях уровень радиации внутри станции может зависеть от ее ориентации.

Проведено исследование влияния ориентации МКС на показания дозиметрической аппаратуры, установленной внутри Служебного модуля (СМ) станции. Показано, что мощность дозы, регистрируемая де-

текторами системы радиационного контроля (СРК) МКС, может меняться более чем в два раза при изменении ориентации станции.

На основе недавно созданной в НИИЯФ МГУ модели спектрально-углового распределения протонов радиационного пояса Земли (РПЗ) разработана методика расчета анизотропного поля излучения в области ЮАА. Использование данной методики в сочетании с моделью защищенности обитаемых отсеков СМ позволило качественно описать эффект ориентации МКС при расчетах мощности дозы в точках внутри станции.

Проведен сравнительный анализ полученных расчетных оценок динамики мощности дозы с данными измерений СРК при прохождении МКС через зону ЮАА на восходящих и нисходящих участках траектории станции при двух различных типах ее ориентации относительно орбиты. Для всех рассмотренных условий прохождения области ЮАА отклонение расчетных оценок от измеренных данных вблизи центра аномалии, как правило, не превышает 50%, что можно считать удовлетворительным согласием.

О ВЛИЯНИИ ВАРИАЦИЙ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ И ВОЗМУЩАЮЩИХ УСКОРЕНИЙ НА ДВИЖЕНИЕ НЕБЕСНОГО ТЕЛА

В.Г.Поль

(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)

При анализе миссий посещения планет и малых тел солнечной системы приходится решать многочисленные задачи управления движением космического аппарата. Это требует анализа изменения его траектории при неизбежных ошибках задания начальной орбиты тела и системы сил, определяющих его движение.

Наряду с этим, точно также необходимо детальное прогнозирование полета небесного тела в течение некоторого промежутка времени. В первую очередь, ввиду существования такого опасного объекта, как Апофис, такой прогноз необходим для определения обстоятельств его близкого пролета мимо Земли в 2029г и оценки степени реальной угрозы удара по Земле в будущем.

Подобные задачи на стадии предварительного проектирования зачастую решаются, исходя из описания движения небесных тел законами Кеплера. Однако ряд прикладных задач требует высокой точности определения и прогнозирования движения пассивных или управляемых тел уже на предварительном этапе. В таких случаях представление

орбиты тела как периодической эллиптической траектории, описываемой кеплеровыми элементами, является лишь начальным и простейшим приближением. Кроме того, описание движения тела кеплеровыми элементами неудобно, поскольку оно косвенное, и не дает описания текущего движения тела непосредственно в пространственных координатах.

Поэтому возникает задача использования более точных формул движения космических тел. Последние обычно реализуются в виде прямого численного интегрирования уравнений движения. К сожалению, его результаты почти всегда лишены наглядности и не дают общей ориентировки. Поэтому возникает желание иметь более простые и наглядные формулы описывающие движение тела, однако, дающих результат без существенной потери точности.

В докладе рассматриваются формулы, описывающие текущие вариации движения космического тела, возникающие вследствие вариаций начальных условий движения и возмущающих ускорений. Рассмотрение ведется для случая околокруговых орбит. Это позволяет применить линеаризованные уравнения движения, и представление возмущающих ускорений рядом Фурье по гармоническим функциям.

В результате получены конечные формулы, позволяющие просто и наглядно описывать полное движение космического тела в системе декартовых координат. Даются примеры использования указанных формул в различных прикладных задачах.

РАСЧЁТ ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ЭНЕРГИИ СЛОЖНОГО ИЗЛУЧАТЕЛЯ

Б.Ю.Яценко

(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)

В работе приведены результаты исследования, посвященного разработке метода, алгоритма и программы расчета индикатрисы сложного излучателя (соплового аппарата двигательной установки (ДУ) летательного аппарата). Подобная программа имеет важное практическое значение для расчётов эмиссии ИК-излучения конструкций выходных устройств (сопел) летательных аппаратов различных типов: например, самолётов, ракет или вертолётов. В рамках данной работы была поставлена задача расчёта излучения элементов авиационного реактивного двигателя, оснащённого форсажной камерой и всережимным соплом.

Поскольку сопловой аппарат имеет сложную конфигурацию, его поверхность удобно представить в виде набора точек с координатами X , Y , Z . В этом случае для разработки методики расчета индикатрисы наиболее приемлемым оказался зональный метод, являющийся более производительным по сравнению с методом Монте-Карло. Последний метод может быть использован при расчёте вклада излучения потока горячих газов, истекающих из сопла ДУ в общее излучение элементов двигателя. В ходе работы было разработано специализированное программное обеспечение, состоящее из двух программ:

1. Программы задания исходных параметров ДУ;
2. Программы расчета распределения ИК излучения;

Подпрограмма задания исходных параметров ДУ используется для автоматического представления излучающих поверхностей в виде совокупности элементарных симметричных площадок с известными геометрическими и теплофизическими параметрами. Результат работы данного модуля контролируется визуально по отстроенным точкам. В качестве исходных параметров также необходимо задать температуру излучающих поверхностей. Точный расчёт температур элементов конструкции сопла является технически сложной задачей. В ходе выполненных расчётов было показано, что изменение температур элементов конструкции сопла в диапазоне 100 градусов значительно сказывается на суммарной индикатрисе излучения в угле визирования от 15 градусов, поэтому необходимо задавать точные значения температур поверхностей.

После задания исходных параметров при помощи первой программы, во второй программе производится расчёт прямого и переизлучённого теплового излучения от всех внутренних поверхностей элементов ДУ летательного аппарата в полусферу суммирования.

Достоверность разработанной методики подтверждена численным экспериментом, который показал хорошее совпадение полученных по данной методике результатов с данными аналитических расчетов индикатрисы тел простейшей геометрической формы.

В результате работы было исследовано влияние исходных характеристик излучающих поверхностей сложного излучателя на индикатрису излучения, а также были разработаны рекомендации по снижению интенсивности излучения соплового аппарата ДУ.

ОЦЕНКА ЭКОЛОГИЧЕСКИХ РИСКОВ ПРИ ПОДГОТОВКЕ**РБ «ФРЕГАТ»***В.Г.Павлова, А.Ю.Колобов, Ю.В.Ищишин**(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)**e-mail: v.pavlova@laspace.ru*

Наличие на борту РБ «Фрегат» большой массы компонентов ракетного топлива, являющихся не только высокотоксичными веществами (1 и 2 класса опасности), но и потенциальными источниками взрыво- и пожароопасности, делает необходимым проведение тщательного анализа предъявляемых требований по безопасности, в т.ч. экологической.

Кроме качественного анализа источников опасностей и определения соответствующих мероприятий защиты встает вопрос о полноте и достаточности этих мероприятий. В связи с этим интересен вопрос количественной оценки экологических рисков с использованием величин предельно допустимых воздействий на человека, которые без труда можно найти в отечественных стандартах.

В этом случае суммарный экологический риск от воздействия таких поражающих факторов, как ударные волны, осколки и вредные химические вещества будет зависеть от вероятности летального исхода от воздействия указанных факторов и вероятности попадания человека, находящегося в зоне риска, в зону поражения.

Вероятность поражения ударной волной будет определяться по тротиловому эквиваленту; избыточному давлению во фронте ударной волны и расстоянию от места взрыва. При оценке вероятности поражения осколками принимается допущение, что они распределяются равномерно в пространстве, а фронт ударной волны будет иметь форму сферы. Таким образом, возможна классификация опасных зон по степени причинения вреда с той или иной вероятностью.

Остается проблема выбора приемлемого значения риска, с которым будет проводиться сравнение полученных показателей. В качестве такого значения предлагается выбрать величину риска возникновения природных катастроф.

**«ПЕРВАЯ БОРОЗДА НА ЛУНЕ» И ЛУНОХОД
(ИСТОРИЯ РОЖДЕНИЯ НАУЧНЫХ СЕНСАЦИЙ)**

Ю.А.Хаханов

(ОАО «ВНИТрансмаш»)

Вот прошло уже 40 лет как первый Луноход начал успешную работу на Луне. Первое движение, первая колея, первый поворот, первые эксперименты ... все впервые - это этапы научной истории уникального в жизни человечества проекта. Список «впервые» можно продолжать, а это необходимо регистрировать для потомков.

Но интересно и как рождаются научные эксперименты... Вот одна история.

Главная задача при разработке – обеспечение надежной работы автоматического самоходного шасси (СШ) Лунохода -1 при его натурной эксплуатации. Поэтому этой проблеме много внимания уделялось всегда, в частности , была создана система безопасности при управлении с Земли движением шасси Лунохода –1 на поверхности Луны. Но и в последние месяцы до отправки летного образца шасси Заказчику - НПО им С.А. Лавочкина были проведены дополнительные исследования, так как на определенном этапе работ возникли вопросы по реализации функции движения СШ, например, при отказе прибора ПрОП в ситуации внедренного штампа в лунный грунт и др. Были выбраны эксперименты: проезд СШ по грунтам-аналогам на поверхности с внедренным в грунт штампом при прямолинейном движении, повороте в движении, повороте на месте. В последовательности нарастания сложности и увеличения нагрузок на штамп прибора. Все режимы были реализованы без последствий, т.е. ничего не было сломано, а изменение тока нагрузки СШ было минимальным. Далее, ситуация с опущенным штампом была реализована при преодолении препятствий: кратер, трещина, груда камней, эскарп и контрэскарп. Эксперименты завершены, методики разработаны, получены результаты... Прошло время... Идет заключительный период гарантированного трехмесячного срока эксплуатации Лунохода-2. Мы работаем в Центре управления Луноходами. Очередной день работы с Луноходом. Утро. К нам приходит Сологуб П.С. и устраивает совещание, в котором участвуют: Китляш Ю.П., Грушин В. П. и автор доклада. Тема совещания: так как все плановые исследования завершены, то надо придумать новые эксперименты. Неожиданная ситуация! После обсуждений, Ю.П. Китляш предложил осуществить наезд колесом шасси на лунный ка-

мень и попытаться сделать срез камня грунтозацепами обода колеса. (У нас было такое научное направление – СШ как инструмент исследования лунной поверхности). Предложенный эксперимент укладывался в эту концепцию. Были горячие обсуждения, но в результате, благодаря мастерству Непоклонова Б. В. и др., был получен сенсационный снимок, который вошел в историю научных открытий, полученных при исследовании Луны. Да, об этом эксперименте теперь знает научный мир, а вот о другом.... Вот как бывает: есть инструмент - штамп ПрОПа, есть результаты его исследований на Земле, есть ситуация, которая позволяет провести такой эксперимент, есть специалисты, которые владеют необходимым объемом информации. Если бы я предложил и обосновал техническую возможность (а это было возможно, риск – минимальный) эксперимента - «Первая борозда на Луне» - это тоже было бы впервые, но я догадался об этом значительно позже... А ведь было все. Теперь надо ждать - когда и кто сделает первую рукотворную борозду на планетах... Но нужно, чтобы все совпало... люди, мысли, оборудование. Сколько нужно опять потратить средств и труда ?

Разработчики - держайте, грамотно рискуйте, будьте настойчивы в реализации своих идей! Успехов Вам в этом тяжелом, но счастливом созидании!

**СИЛА ТЯЖЕСТИ - ОПРЕДЕЛЯЮЩИЙ ФАКТОР ДЛЯ ПОИСКА
НОВЫХ СПОСОБОВ ПЕРЕДВИЖЕНИЯ ПЛАНЕТОХОДОВ И ИХ
ПРИНЦИПИАЛЬНЫХ СХЕМ**

Ю.А.Хаханов

(ОАО «ВНИТрансмаш»)

Передвижение по планетам может реализовываться принципиально следующими способами: без непосредственного контакта аппарата с поверхностью планеты;

второй – за счет периодического контакта с поверхностью; третий - путем процесса постоянного взаимодействия движителя с грунтом поверхности. Возможны сочетания указанных способов. Данный доклад - попытка обобщения некоторого опыта разработки различных движителей планетоходов, анализ факторов, влияющих на их выбор, в частности, величины силы тяжести на планете. Условно можно выделить три кита, являющихся базой для поиска и создания эффективной системы передвижения планетоходов, реализующей функцию движе-

ния в конкретных условиях планеты (сила тяжести, температура, вакуум или газ в сочетаниях и при различном давлении);

- знание различных характеристик грунта поверхностного слоя планеты и на этой базе создание его наземных аналогов для моделирования процесса взаимодействия с двигателем при наземных испытаниях;

- поиск способа создания тягового усилия двигателем, принципиальной схемы самоходного шасси и конструкции их реализации, а также прогноз их эксплуатационных характеристик при наземных испытаниях;

- поиск методов и средств получения информации о поверхности для получения прогноза проходимости шасси (опорной и профильной проходимости) при натурной эксплуатации.

За десятилетия было создано много схем двигателей планетоходов. Если проанализировать развитие двигателей систем передвижения планетоходов, то можно смело утверждать, что особое фундаментальное влияние на систему оказывала сила тяжести, существующая на планете. Возьмем принципиально разные варианты систем:

- система передвижения по Луне (десятки вариантов) в условиях $1/6 g$ - способ передвижения за счет постоянного контакта с грунтом, многоопорный колесный двигатель (колесная формула - 4x4, 6x6 или 8x8 и их версии). Краткая конструктивная характеристика: ажурное мотор-колесо, компактная подвеска – торсионная, например. (Более подробно о конструкции будет представлено в докладе)

- система передвижения по поверхности Фобоса в условиях $1/2000g$ - способ передвижения за счет периодического контакта с грунтом, прыжками. Краткая конструктивная характеристика: прыжки под заданным углом к горизонту с помощью пружинного механизма, который взводится приводом; после успокоения на поверхности после прыжка происходит поворот на пятую для научных экспериментов, а затем цикл повторяется. (Более подробно о конструкции будет представлено в докладе) Если сравнивать принципиальные схемы систем передвижения, то необходимо отметить относительную их эффективность при выполнении поставленных общих научных задач перед космическими аппаратами. Но потенциально существуют большие возможности повышения эффективности систем передвижения при постоянном контакте с грунтом и в первую очередь за счет снижения энергопотребления на движение. А это предполагает изучение процес-

са взаимодействия в пятне контакта движителя с грунтом. Проблема комплексная, новая, очень актуальная, потому что именно уменьшенная сила тяжести и отсутствие влаги на других планетах формируют особые грунты и совершенно новые условия для их взаимодействия с движителями систем передвижения планетоходов.

Если говорить реально, то мы в начале пути познания этого научного направления.

**О МЕРАХ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ УСПЕШНОЙ ПОСАДКИ ВЕНЕРИАНСКОГО
АППАРАТА В ПРЕДЛАГАЕМЫХ РАЙОНАХ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ
ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТЫ**

С.П. Буслаев

(ФГУП «НПО им. С.А Лавочкина»)

e-mail: s_bouslaev@rambler.ru

В качестве будущих мест посадки перспективных венерианских аппаратов учёные предлагают районы с типом местности, носящим название тессера (греч. - «черепица»). Эти районы образовались в результате деформаций поверхности планеты в различных направлениях и по представлениям учёных там можно встретить наиболее древние породы поверхностного слоя Венеры. Рельеф этой местности пересечённый, состоит из систем пересекающихся гряд и борозд и имеет тектоническое происхождение. Посадка на такую поверхность грунта может привести к опасным ситуациям, так как угол склона в районах посадки может достигать 30 градусов.

Для обеспечения успешной посадки на поверхность Венеры возможно применение следующих мер:

- разработка адекватной конструкции, которая обеспечивает допустимый уровень ударных перегрузок при контакте с грунтом и не позволяет посадочному аппарату (ПА) перевернуться после удара о грунт;
- обеспечение безопасных кинематических начальных условий посадки перед контактом аппарата с грунтом Венеры (допустимая вертикальная и горизонтальная скорость посадки, допустимый угол отклонения продольной оси ПА от местной гравитационной вертикали);
- выбор района посадки с наиболее безопасными характеристиками рельефа и обеспечение посадки в выбранном районе.

Следует отметить, что посадки предыдущих советских автоматических станций (АМС) «Венера - 7-14» и «Вега -1, 2» происходили в равнинных районах планеты, покрытых холмами, лопастевидными потоками

ми лавы и извилистыми грядами, то есть в более простых условиях по сравнению с условиями предлагаемых районов.

РЕЗУЛЬТАТЫ ТЕРМОВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЙ КОНСТРУКЦИИ И СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА КОСМИЧЕСКОГО РАДИОТЕЛЕСКОПА КА «СПЕКТР-Р»

*И.С. Виноградов, С.Б. Новиков
Д.В. Тулин*, А.Ф. Шабарчин*
Е.Ф. Митрофанов**, В.А. Ульянов**
(АКЦ ФИАН; *НПО им. С.А. Лавочкина»
**ФКП «НИЦ РКП»)*

В состав космического аппарата (КА) «Спектр-Р» в качестве целевого модуля входит крупногабаритный (диаметром 10 м) космический радиотелескоп (КРТ). КРТ представляет собой конструкцию, изготовленную, в значительной степени, из композиционных материалов. К рабочим поверхностям антенны телескопа предъявляются повышенные требования по точности и термостабильности; в состав аппаратуры КРТ включены приборы, требующие более высокой (по сравнению с обычной электроникой для космоса) степени термостатирования (водородные стандарты частоты) или достаточно глубокого охлаждения (входные приемные устройства).

С целью экспериментальной проверки правильности принятых проектных решений по обеспечению требуемых температурных режимов конструкции и аппаратуры КРТ подготовлены и проведены термовакуумные испытания (ТВИ) технологического образца (теплового макета) КРТ в камере ВК 600/300 ФКП «НИЦ РКП». Задачами испытаний являлись: – экспериментальное определение температурных условий эксплуатации аппаратуры; – определение температурных полей по элементам конструкции при имитации тепловых воздействий, реализующихся в процессе штатной эксплуатации КА «Спектр-Р»; – сопоставление полученных температурных условий и полей с заданными условиями и полями.

С помощью полученных результатов уточнены параметры разработанных ранее тепловых математических моделей (ТММ) КРТ, что позволило с большей достоверностью прогнозировать температурный режим конструкции телескопа в условиях штатной эксплуатации и получить расчетную оценку ожидаемых термодформаций рефлектора.

Ввиду наличия «фоновых» тепловых потоков в камере экспериментально измеренные температуры «холодной плиты» КРТ оказались выше проектных значений для штатных условий, однако дополнительный анализ с привлечением расчетно-теоретических исследований показал, что ожидаемые температуры приемных устройств КРТ в условиях космоса соответствуют техническим требованиям. Также подтверждено требуемое термостатирование посадочных мест водородных стандартов частоты.

Наряду с этим экспериментально подтверждена достаточность средств обеспечения теплового режима приборов, размещенных в герметичных контейнерах, и аппаратуры высокоинформативного радиокомплекса.

ТЕПЛОВОЙ РЕЖИМ И ТЕРМОДЕФОРМАЦИИ РЕФЛЕКТОРА КОСМИЧЕСКОГО РАДИОТЕЛЕСКОПА КА «СПЕКТР-Р»

М.Ю. Архипов, И.С. Виноградов, С.Б. Новиков

*А.Ф. Шабарчин**

*(АКЦ ФИАН, *ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)*

E-mail: vinogradov@asc.rssi.ru

Одной из важных задач при проектировании космического радиотелескопа (КРТ) КА «Спектр-Р» является оценка формостабильности его рефлектора при температурных воздействиях на орбитальном участке полета. В состав КРТ входят рефлектор и термостатируемая проставка, на которой крепятся лепестки рефлектора, центральное зеркало (ЦЗ), ферма рефлектора с фокальным модулем.

Рабочим для КРТ является сантиметровый диапазон длин волн. Необходимость функционирования на достаточно короткой длине волны требует высокой точности радиоотражающей поверхности и конструкции антенны в целом. При работе в открытом космосе при температуре $\pm 100\text{--}150^\circ\text{C}$ приходится сталкиваться с проблемой ограничения термодформаций отражающей поверхности КРТ. С целью обеспечения требований низкой термодформативности в конструкции используются специальные материалы (углепластики), рациональные конструктивные решения, а также термостатирование наиболее ответственных узлов.

В сообщении представлены результаты расчетов теплового режима отдельных лепестков, ЦЗ и всего рефлектора для условий орбитального полета КА «Спектр-Р» с использованием разработанной для усло-

вий орбитального полета детальной тепловой математической модели любого из 27 лепестков рефлектора в составе КРТ и всего КА, уточненной по результатам термовакуумных испытаний теплового макета КА в ВК 600/300 ФКП «НИЦ РКП». Показано, что при заданном уровне электронагрева углепластиковых труб силовой конструкции лепестка с учетом скважности электронагрева 0,8 при цикле 5 минут температуры элементов рефлектора КРТ находятся в заданных пределах.

С использованием результатов тепловых расчетов проведены оценки термодформаций рефлектора методом конечных элементов для условий орбитального полета КА «Спектр-Р». Рассматривались два температурных поля, соответствующие двум предельным вариантам освещения КРТ Солнцем: – перпендикулярно фокальной оси (со стороны +Z, случай 1); – с тыльной стороны под углом 15° к фокальной оси (со стороны –X, случай 2). Получены отклонения отражающей поверхности КРТ на этапе орбитального функционирования для выбранной системы обеспечения теплового режима. Максимальное отклонение отражающей поверхности (при засветке рефлектора Солнцем под углом 15 градусов к оси –X) составляет 1,16 мм; среднеквадратичное отклонение – 0,31 мм.

ПАССИВНАЯ КРИОГЕННАЯ СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ ДЕТЕКТОРА ДЛЯ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО СПУТНИКА С ПОВОРОТНОЙ БЛЕНДОЙ-КОЗЫРЬКОМ

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

Одной из разновидностей систем для криогенного охлаждения ИК детекторов излучения в космическом пространстве являются пассивные излучающие теплообменники, использующие только поглощающую способность космического пространства. Такие системы построены по двухступенчатой схеме, а достигнутая температура детектора на геостационарной орбите составляет 73°K в режиме длительной эксплуатации.

По сравнению с системой, включающей в себя криогенную машину, работающую по циклу «Сплиц-Стирлинг», пассивная система имеет практически неограниченный срок службы, характеризуется отсутствием вибраций детектора и не является источником электромагнитных помех. Вместе с тем пассивная система имеет большие размеры и массу, а также требует такого размещения на космическом аппарате (КА), чтобы на её радиаторы не попадало излучение Солнца, и были сведены

к минимуму или лучше полностью ликвидированы засветки радиаторов Землёй и элементами КА.

На геостационарном КА «Электро-1» проблема защиты от Солнца решалась путём переворота КА вокруг оси перпендикулярной оси излучающего холодильника их на 180 градусов. Иными словами Солнце в полёте всегда находилось в одном полупространстве относительно плоскости радиаторов пассивной криогенной системы. Такие перевороты проводились один раз в полгода.

В данной работе рассматривается схема функционирования космической системы наблюдения, согласно которой защита от Солнца осуществляется с помощью поворотного бленды-козырька.

Данная система была создана для Физико-Технического института Китайской Академии Наук (г. Шанхай) и прошла в данном институте испытания в вакуумной камере при гелиевых температурах. Была достигнута температура на посадочном месте фокального прибора при мощности тепловыделения 100мВт 85°K.

СОЛНЕЧНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ЭЛЕКТРОСТАНЦИЯ НА ОСНОВЕ РЕШЁТКИ МАЛЫХ СПУТНИКОВ

*Б.В.Сестрорецкий, В.К.Сысоев
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)*

Энергетические потребности человечества постоянно растут, в связи с этим помимо традиционных источников энергии большие надежды возлагаются на солнечную энергию. Через несколько десятилетий солнечные космические электростанции (СКЭС) могут занять достойное место в числе источников возобновляемой энергии.

Основными проблемами создания СКЭС являются:

- эффективность передачи полученной энергии на большое расстояние (из космоса на Землю);
- развертывание сложных крупногабаритных систем в космосе;
- эффективность использования единицы площади развернутой конструкции (это связано с постоянно изменяющимся углом между нормалью к СБ и направлением на Солнце).

В предлагаемом проекте СКЭС отмеченные недостатки в значительной мере ослабляются, при использовании следующих новых технических решений:

1. СКЭС формируется не из одного КА солнечные батареи которого вместе с активной фазированной антенной решёткой составляют основ-

ные системы станции, а из большого числа независимо функционирующих, относительно простых КА. Данные КА формируют общий раскрыв солнечных батарей, а так же излучающей СВЧ антенны солнечной станции.

2. Раскрыв одного КА системы формируется параболическим зеркалом цилиндрической формы. В фокусе цилиндра антенны размещаются две линейки с транзисторами. Линейки компонуется из цепи энергетических блоков включаемых последовательно. Плоскости энергетических блоков имеют наклон для формирования синфазного возбуждения раскрыва антенны. Металлическое зеркало параболы содержит отверстия пропускающие поток солнечного излучения к первому слою фотоэлектрических преобразователей. Другая сторона зеркала покрывается солнечными панелями для приёма излучения с обратной стороны.

3. Приёмная антенна компонуется из цилиндрических параболоидов используемых в каждом КА, но с переориентацией параболоидов на 180°. В линейках возбuditелей вместо транзисторных усилителей вводятся детектирующие элементы. Уровень детектируемой СВЧ мощности в приёмной антенне соизмерим с уровнем мощности транзисторных усилителей.

В результате использованных технических решений:

- эффективность СКЭС увеличивается в 1,5 – 2 раза;
- упрощается создание КА составляющих систему, путём применения унифицированных комплектующих;
- возможность замены вышедших из строя КА составляющих систему.

**РАЗРАБОТКА ВИБРОЗАЩИТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ ДЛЯ
ОБЕСПЕЧЕНИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПРЕЦИЗИОННОЙ АППАРАТУРЫ
НА КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ «СПЕКТР-УФ»**

*Д.А.Кузнецов, В.Ю.Ермаков, П.П.Телепнев
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)*

В представленной работе приведены результаты оценки влияния микровозмущений, создаваемых двигателями-маховиками (ДМ), на качество получаемой космическим телескопом информации (проблема “смаза изображения”), и разработки путей решения этой задачи. Уменьшение влияния микровозмущений достигается введением в конструкцию космического аппарата (КА) специальных устройств, обеспе-

чивающих виброизоляцию (ВИ) источников рассматриваемых вибро-возмущений.

Выработаны параметры устройства, обеспечивающие желаемые характеристики виброизоляции. Приведены результаты проектной проработки схемы и конструкции устройства системы виброизоляции, включая расчеты по подбору необходимых параметров.

Разработана конечно-элементная модель КА «Спектр-УФ» совместно с телескопом Т-170. Проведено моделирование динамического отклика элементов оптического тракта на воздействия, создаваемые ДМ для двух случаев:

- без использования устройств ВИ;
- с использованием упруго-вязких виброизоляторов.

В процессе моделирования проведена оценка амплитуд относительных линейных и угловых колебаний элементов оптического тракта и абсолютных угловых скоростей посадочных мест гироскопического интегратора вектора угловых скоростей. Сравнительный анализ полученных результатов позволяет сделать заключение о том, что использование виброизоляторов позволяет снизить амплитуды исследуемых параметров в 5 – 10 раз во всем рассмотренном диапазоне частот возмущения.

Параллельно с компьютерным проектированием и анализом, также ведется практическая разработка устройств данной системы виброизоляции. На сегодня, разработан макетный образец виброизолятора, испытания которого показали 7% расхождение с заложенными при разработке теоретически определенными параметрами. В работе приведены эскизы и принципиальные схемы функционирования устройства.

**РАДИАЦИОННЫЙ ФАКТОР ПРИ ОБЕСПЕЧЕНИИ БЕЗОПАСНОСТИ
ПИЛОТИРУЕМОЙ ЭКСПЕДИЦИИ НА МАРС
РАДИАЦИОННЫЙ ФАКТОР ПРИ ОБЕСПЕЧЕНИИ БЕЗОПАСНОСТИ
ПИЛОТИРУЕМОЙ ЭКСПЕДИЦИИ НА МАРС**

В.М.Петров

*(Учреждение Российской академии наук государственный научный
центр Российской Федерации –*

Институт медико - биологических проблем РАН)

При пилотируемой экспедиции на Марс воздействие космической радиации может оказаться настолько значительным, что необходимость защиты экипажа потребует больших ресурсов массы и возмож-

ность экспедиции станет сомнительной. Современные оценки показывают, что для создания необходимой защиты требуется проектирование космического аппарата, обеспечивающее эффективное использование для этих целей массы корабля, оборудования и всех запасов. Для повышения надежности и эффективности такой деятельности большую роль играет снижение погрешности в исходных данных по радиационным условиям в межпланетном пространстве, по вопросам прохождения космической радиации через вещество корабля и радиобиологическим эффектам, вызываемым в организме человека облучением во время полета. Решение этих задач требует повышения точности наших знаний о всех перечисленных компонентах проблемы. Вопросы прохождения излучения через вещество и радиобиологические последствия облучения могут эффективно решаться в наземных экспериментах. Вопросы описания радиационных условий не могут быть решены без специальных исследований на космических зондах, в частности при межпланетных перелетах типа проекта «Фобос – Грунт». В докладе приводится описание тех характеристик перечисленных проблем, которые требуют сегодня приоритетного внимания, а также основные пути их решения. Приводятся также современные оценки радиационного риска и дается интерпретация полученных величин с точки зрения масштаба опасности и влияния ее на возможность выполнения пилотируемого межпланетного полета.

**К ВОПРОСУ О РАЦИОНАЛЬНОМ КОМПЛЕКТОВАНИИ БОРТОВОЙ
АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ЭЛЕКТРОННОЙ
КОМПОНЕНТНОЙ БАЗОЙ**

*Ю.В. Ищишин, А.Ю. Колобов, В.Г. Павлова
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)*

e-mail: iyv@laspase.ru

В аэрокосмической радиоэлектронной аппаратуре (РЭА) отечественной разработки широкие масштабы приобрело применение современной электронной компонентной базы иностранного производства (ЭКБ ИП). При этом наблюдается неуклонная тенденция ко все более широкому применению ЭКБ ИП именно индустриального уровня качества, хотя существующие нормативные документы допускают это только в исключительных случаях и при соблюдении ряда обязательных условий (в том числе сложной и дорогостоящей процедуры сертифика-

ции). Такое положение дел объясняется следующими основными причинами:

- В настоящее время и в ближайшей перспективе обеспечить выполнение исходно задаваемых к бортовой аппаратуре технических требований с использованием только отечественной ЭКБ крайне затруднительно, а в ряде случаев просто невозможно;
- ЭКБ ИП индустриального уровня качества выгодно отличаются от образцов военного и космического уровней по следующим позициям:
 - реализация на самых передовых технологических и производственных решениях;
 - минимальные цены и кратчайшие сроки поставки при отсутствии ограничений на приобретение у производителя.

Таким образом, очевидно возникновение задачи рационального комплектования бортовой аппаратуры перспективных КА с использованием ЭКБ ИП различного уровня качества. Предварительный анализ содержания данной задачи свидетельствует о ее многокритериальности и итерационном характере решения, что в свою очередь определяет необходимость скорейшей разработки и внедрения соответствующего методического подхода.

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ГАММА-ПРОЦЕНТНОГО РЕСУРСА РБ «ФРЕГАТ»

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

Ресурс летательных аппаратов определяется в первую очередь ресурсом электронных составных частей.

При этом в период нормальной работы летательного аппарата, для которого характерно постоянство интенсивности отказов, справедлив экспоненциальный закон распределения времени безотказной работы.

В случае малых выборок (при $n \leq 26$) оценку показателей надежности целесообразно производить расчетно-экспериментальными методами.

При оценке гамма-процентного ресурса разгонного блока «Фрегат» (РБФ) использовались результаты расчета надежности РБФ и статистические данные, полученные на этапе летно-космических испытаний.

Объем летных испытаний составлял 18 пусков. Среднее время функционирования РБФ по результатам 18 пусков составило $t_{18cp} = 4,34$ час. Верхняя граница интенсивности отказов, определенная по 18 пускам, равна $\lambda_B = 0,000144248$ 1/час. В соответствии с расчетом надежности вероятность безотказной работы (ВБР) РБФ за 2 суток полета составляет не менее 0,9931. Пересчет ВБР с 2-х суток на время $t_{18cp} = 4,34$ час производился с использованием экспоненциального закона. ВБР РБФ за $t_{18cp} = 4,34$ час составила $P = 0,99937$.

Окончательно гамма-процентный ресурс разгонного блока «Фрегат» при $\gamma = 0,9$, определенный расчетно-экспериментальным путем по результатам 18 пусков, составляет не менее 730 час, что превышает заданное значение, равное 300 час.

**БОРТОВАЯ АНТЕННАЯ СИСТЕМА С ЭЛЕКТРИЧЕСКИМ
ПЕРЕМЕЩЕНИЕМ ЛУЧА ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ
В ШИРОКИХ УГЛОВЫХ ДИАПАЗОНАХ ПРИ ПОМОЩИ
КОММУТАЦИИ ИЗЛУЧАТЕЛЕЙ**

*А.Е.Шаханов, Т.Р.Сабиров, Б.В.Сестрорецкий
(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)*

В связи с совершенствованием целевых характеристик космических аппаратов (КА) различного назначения, возникает необходимость развития антенных систем (АС) с электрическим сканированием. АС с электрическим управлением направлением диаграммы направленности (ДН) имеют целый ряд преимуществ. В сравнении с антеннами с механическим управлением, данные системы во время функционирования не вносят вибраций и возмущающих моментов, обладают высокой скоростью перенацеливания. В тоже время такие приёмо-передающие средства сложны в исполнении, содержат большое количество управляющих устройств имеют существенные массогабаритные характеристики и высокую стоимость. В качестве альтернативы антенн данной группы предлагается полусферическая антенная система без фазирования. Данная система осуществляет приём-передачу данных без подвижных механических средств, в полусфере углов, при помощи коммутации разнонаправленных излучателей. Данные системы могут формироваться в форме фигур составленных из многогранников представляющих собой многослойные патчевые излучатели. На начальном этапе проработки таких систем в качестве формы антенны был выбран усечённый полукосаэдр. Дан-

ная фигура является аппроксимацией полусферы и состоит из 16 многогранников (10 шестиугольников и 6 пятиугольников) представляющих собой многослойные патчевые излучатели, состоящие из фольгированного стеклотекстолита, пеноматериалов и клея. Таким образом, АС содержит 16 каналов, переключение которых позволяет осуществлять изменение направления луча ДН в полусфере углов. При ширине ДН одного излучателя в 42° , диапазон сканирования данной антенны составляет $\pm 100^\circ$ в вертикальной плоскости и $\pm 180^\circ$ в горизонтальной плоскости. Разработанная конструкция излучателей позволяет получить усиление порядка 12-13 дБ, что вполне сравнимо со спиральными и рупорными антеннами. АФС данного типа отличаются малыми размерами, при работе на частотах 7-8 ГГц, рассматриваемая система имеет диаметр порядка 30 см, ожидаемый вес около 6 кг. Изменяя конструктивные размеры и как следствие площадь излучателей, можно изменять диапазон рабочих частот, ширину ДН, K_u и другие характеристики АС. Требуемый диапазон изменения направления луча ДН антенны зависит от рабочей орбиты, расположения и количества наземных пунктов, назначения конкретного КА и т.д.. Таким образом, выбирая количество излучателей и форму антенн данного типа можно создавать АС отвечающие задачам конкретного КА.

**ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ МОДУЛЯЦИИ ПО СПЕКТРУ ЧАСТОТ
С УЧЕТОМ РЕКОМЕНДАЦИИ КОНСУЛЬТАТИВНОГО КОМИТЕТА
ПО СИСТЕМАМ КОСМИЧЕСКИХ ДАННЫХ (CCSDS)**

*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 представляют большой интерес Рекомендации Комитета CCSDS 413.0-G-2 «Виды модуляции, эффективные по спектру частот».

Методы модуляции, представленные в данном документе, применимы к передаче данных телеметрии с большой скоростью следования символов (более 2 мегасимволов/секунду для исследований кос-

моса в диапазоне частот 2 ГГц и 8 ГГц и более 20 мегасимволов/секунду для исследования космоса в диапазоне частот 32 ГГц), - применительно к миссиям сервиса исследования Космоса (SRS) и спутникового сервиса исследования Земли (EESS).

Идентифицированы методы модуляции из числа методов, представленных в документе CCSDS 401, - «Системы радиочастоты и модуляции (часть 1)»:

- диапазоны частот 2200-2290 МГц и 8450-8500 МГц;
- диапазоны частот 2290-2300 МГц и 8400-8450 МГц;
- диапазон частот 8025-8400 МГц;
- диапазон частот 31800-32300 МГц.

В документе CCSDS 413.0-G-2 (раздел 4 «Сводка» и в таблице 4-1 «Рекомендации Комитета CCSDS по видам модуляции, эффективным по спектру частот») перечислены виды модуляции.

В докладе подробно рассмотрено применение гауссовой манипуляции с минимальным фазовым сдвигом (GMSK) и предварительным кодированием.

ИЗМЕРЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ СВА ПРИ КОМПЛЕКСНЫХ ИСПЫТАНИЯХ ШТАТНОГО ИЗДЕЛИЯ В ВК

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

Комплексные испытания штатного космического аппарата в вакуумной камере (ВК) являются контрольными и заключительными в наземной отработке нового изделия. Основной целью такого рода испытаний является подтверждение работоспособности систем и аппаратуры на режимах по заданной циклограмме работы в условиях вакуума и заданного температурного режима.

Проведение этих испытаний позволяет получить и другую важную информацию об особенностях работы элементов конструкции, систем и агрегатов изделия. Так, при комплексных испытаниях штатного космического аппарата можно наиболее полно в наземных условиях исследовать вопросы газовой выделенности из материалов, используемых в составе конструкции аппарата и его систем, в процессе воздействия вакуума и температур. Для подтверждения заданного уровня чистоты поверхностей аппарата необходимо осуществлять контроль параметров собственной внешней атмосферы (СВА) изделия до, после, а также в процессе проведения испытаний. При этом целесообразно использовать

три следующих известных независимых метода контроля параметров СВА.

Контроль начального и конечного уровней загрязнения осуществляется методом взятия проб загрязнений с характерных участков поверхностей изделия (количественные показатели определяются в лабораторных условиях). Пробы загрязнений берутся до и после испытаний изделия с помощью образцов из ткани ФПП-Д. В зависимости от конструкции изделия и его сложности общее количество образцов составляет от 6 до 20. Исследование проб загрязнений проводится с помощью микроскопов, имеющих не менее, чем 50-кратное увеличение, и шкалу.

Контроль состава загрязнений осуществляется путем установки в определенных зонах изделия образцов-свидетелей из кварцевого стекла, которые располагаются вблизи целевой аппаратуры, имеющей ограничения по уровню и составу образующихся пленок конденсата.

Динамика процесса осаждения загрязнений в заданных зонах поверхности изделия оценивается с помощью системы контроля скорости осаждения компонентов СВА. Чувствительными элементами датчиков системы являются кварцевые микровесы. Датчики устанавливаются в зоне расположения целевой аппаратуры. Измерение динамики осаждения загрязнений проводится непрерывно в течение всего периода проведения испытаний.

Названные средства измерения параметров СВА при проведении комплексных испытаний изделия в ВК могут быть дополнены и стендовыми образцами-свидетелями для проведения экспресс-анализа и выдачи предварительного заключения об отсутствии непредвиденных изменений параметров СВА при испытании.

ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ТЕХНОГЕННАЯ ОПАСНОСТЬ

А.Ф. Клишин

(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)

Основным негативным фактором космической деятельности принято считать постоянное увеличение числа присутствующих в космическом пространстве (КП) высокоскоростных неуправляемых объектов (ВНО). Эти объекты («космический мусор») представляют собой отработавшие элементы конструкции различных габаритов и разной сложности (болты, люки, крышки, баки, разгонные блоки – РБ, космические

аппараты – КА, а также их фрагменты и т.п.), перемещающиеся по своим орбитам.

«Техногенная опасность» заключается в возможности столкновения (с относительной скоростью $\geq 0,5$ км/с) любого функционирующего аппарата с малоразмерными и, тем более, с крупноразмерными ВНО (размер последних $> 0,1$ м), последствия которого приводят к повреждениям конструкции или к потере КА. В последние годы получены убедительные подтверждения наступившего превышения допустимого уровня техногенной опасности как в области околоземных (низких) орбит, так и в области геостационарных орбит (ГСО). По оценкам уровни потоков малоразмерных техногенных частиц (диаметром 0,01...1,0 мм) в ряде зон этих областей сравнялись с уровнем соответствующих метеорных потоков или превысили их. Реальная степень бедствия остается неизвестной, а предлагаемые специалистами меры регулирования не исполняются. Это подтверждают два следующих «чрезвычайных» события:

- 13.01.2007 г. осуществлено КНР целевое поражение управляемым объектом своего же отработавшего спутника «Fengyun-1c» (в результате образовалось > 2400 фрагментов);
- 10.02.2009 г. произошло бесконтрольное столкновение управляемого спутника «Iridium-33» (США) с отработавшим российским спутником «Космос-2251» (в результате образовалось > 730 фрагментов).

Итак, с 2007 по 2009 г. обнаружено более 3100 новых объектов размером $> 0,1$ м, образовавшихся в результате двух рассмотренных событий. При этом превышен \sim в 4 раза среднегодовой темп засорения околоземного космического пространства. Опасность столкновения Международной космической станции и спутников с техногенными объектами заметно возросла.

Таким образом, техногенная опасность становится основным сдерживающим фактором дальнейшего развития космической деятельности. Предпринимаемые на сегодня Международным сообществом меры по снижению темпа техногенной засоренности КП имеют рекомендательный характер и пока не эффективны.

Представляется, что решение проблемы, т.е. уменьшение угрозы столкновения любого КА с поражающим техногенным объектом, должно предусматривать:

1. Исключение столкновения известных функционирующих космических объектов между собой и с неуправляемыми каталогизиро-

ванными объектами, путем организации более полного и постоянного контроля КП и прогноза опасных сближений.

2. Ограничение (снижение) темпа образования техногенных объектов при осуществлении новых запусков спутников и объектов путем:

- принятия всеобщего запрета на испытание и применение противоспутниковых систем в космическом пространстве;
- исключения саморазрушения отработавших КА и РБ, осуществив пассивацию баков с остатками топлива;
- увода (автономными средствами) отработавших КА и РБ в зону захоронения или затопления в Мировом океане;
- повышения ответственности разработчиков КА за увеличение срока функционирования до 5 лет и более (при уменьшении общего числа выводимых на орбиту аппаратов);
- разработки, испытания и реализации специальных средств активного торможения, обеспечивающих расчетный спуск с орбиты отработавших КА и РБ;
- введения регламента для снижения числа запускаемых в околоземное пространство малоразмерных КА, имеющих сомнительную научную и прикладную ценность и ограниченный срок активного существования.

Эффект от реализации подобных предложений возможен только в результате принятия решения по обязательному их выполнению всеми странами, осуществляющими космическую деятельность.

Рассмотрены примеры осуществления в разработках НПО им. С.А. Лавочкина ряда названных предложений.

ТРЕБОВАНИЯ К СОВРЕМЕННЫМ СРЕДСТВАМ КОНТРОЛЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

А.Ф. Клишин

(ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)

В результате космической деятельности в настоящее время на орбитах находится до 17000 крупных каталогизированных объектов, причём около 1200 из них (диаметром > 1 м) принадлежат геостационарной орбите. Большинство из каталогизированных объектов (до ~ 95 %) представляют собой «космический мусор», т.е. отработавшие неуправляемые космические аппараты (КА) и разгонные блоки (РБ), а также их операционные элементы и фрагменты.

Обеспечение заданного срока активного существования конкретного КА, находящегося в околоземном космическом пространстве (КП) или на геостационарной орбите (ГСО), предполагает получение Центром управления полетом (ЦУП) полных и оперативно обновляемых данных по околоспутниковой обстановке и возможных опасных сближениях с другими объектами.

Назначение специализированных организаций, входящих в систему контроля космического пространства (СККП), – осуществлять непрерывный мониторинг для получения достоверных данных о реальной обстановке в определенной области космического пространства. На основании этих исследований и уточняющих расчетов составляется и периодически обновляется соответствующий каталог космических объектов с указанием названия объекта, его номера, даты выведения, параметров орбиты и т.п.

До последнего времени контроль космического пространства в стране осуществляется оптико-электронными и локационными средствами, составляющими «наземный сегмент» СККП. Признавая необходимость дальнейшего развития и совершенствования основных характеристик этих средств, отметим, что особо актуальным становится новое направление, а именно, – создание соответствующего «космического сегмента». Оно предполагает разработку и оснащение специализированных аппаратов и многофункциональных КА бортовыми средствами контроля околоспутникового пространства.

Такой подход позволит значительно повысить оперативность и непрерывность получения информации по реальной космической обстановке в зоне функционирования спутников отечественной группировки. При этом существенно возрастет объем получаемой в автоматическом режиме достоверной информации, в том числе, об обстановке в зонах КП, недоступных для наблюдения наземными средствами (расположенными на территории страны).

Необходимость форсирования работ по созданию космического сегмента СККП обусловлена также начатыми летными испытаниями малоразмерных (с наземных пунктов наблюдения), маневрирующих зарубежных спутников различного назначения («инспекторов», «наблюдателей», «дозаправщиков» и т.п.), изменяющих часто свою орбиту.
