

Летательные аппараты. Проектирование и конструкция

ЭТАПЫ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ТЯЖЕЛОГО НОСИТЕЛЯ УР-500

*В.К.Карраск
(ГКНПЦ им. М.В.Хруничева)*

В разгар «холодной» войны в 1962 году было получено задание на создание сверхмощной по тем временам межконтинентальной баллистической ракеты (МБР). Проект этой МБР с заводским индексом «УР-500» (универсальная ракета) со стартовой массой 550 т был создан под руководством академика В.Н.Челомея и основан на прогрессивных решениях, реализованных в составе МБР «УР-200» среднего класса, созданной также под его руководством в противовес американской МБР «Титан II».

Это прежде всего применение на всех трех ступенях ЖРД так называемой «замкнутой» схемы с дожиганием газогенераторного окислительного газа в камере сгорания), что позволило реализовать давление в камере сгорания до 1500 МПа (у «Титана II» ~ 500 МПа). ЖРД II и III ступеней (с тягой по - 60 тс) созданы под руководством С.А.Косберга, ЖРД I ступени (с «земной» тягой 151 тс) - под руководством академика В.П.Глушко. Это обеспечило «прорыв» в области мирового двигателестроения более чем на четверть века, и они еще долго будут оставаться на конкурентном уровне.

Для транспортировки по железной дороге с учетом габаритных ограничений на первой ступени была принята оригинальная компоновка с вынесением горючего (несимметричный демитилгидразин - НДМГ) в шесть баков, транспортируемых отдельно с расположенными на них двигателями и закрепляемых на центральном баке окислителя (азотный тетроксид -АТ) на полигоне.

Автономная система управления, созданная под руководством академика Н.А.Пилогина, обеспечивает высокую точность и помехозащищенность.

Пусковое устройство, созданное под руководством академика В.П.Бармина, обеспечивает высокоавтоматизированное обслуживание ракеты вплоть до пуска.

Первые четыре пуска были проведены для ускорения испытаний в двухступенчатом варианте. При этом в качестве полезной нагрузки были выведены научные спутники «Протон» для исследования космических излучений, и это название, попав в СМИ, закрепилось и за всеми ракетами этого семейства.

После этих пусков В.Н.Челомей вышел с предложением создать на этой основе космическую ракету-носитель («УР-500К»), ныне широко известную как «Протон К» с увеличением стартовой массы до 700 т и добавлением III ступени. В этом виде он используется до настоящего времени, выводя в трехступенчатом варианте объекты до 20,5 т на опорные («низкие») орбиты (в том числе все модули космической станции «Мир», модули «Заря» и «Звезда», МКС и др.), а в четырехступенчатом варианте (с разгонным блоком ДМ разработки РКК «Энергия» им. С.П.Королева) - на средние и высокие орбиты (прежде всего на ГСО до 2,5 т) и на отлетные траектории (в том числе к Луне, Марсу, Венере). Всего совершено более 290 пусков.

В настоящее время создан и начал эксплуатироваться модернизированный носитель «Протон М» с повышенными показателями с разгонным блоком «Бриз М» (на НДМГ и АТ), разработанным в ГКНПЦ им. М.В.Хруничева.

Ведутся работы по созданию разгонного блока на водородно-кислородном топливе (КВРБ). Его прототип (КРБ-12) был создан и успешно испытан в 2001 году в составе индийской РН GSLV.

Ведутся также работы по созданию третьей ступени РН «Протон МВ» на водородно-кислородном топливе взамен нынешней на НДМГ и АТ. В этом виде «Протон МВ» обеспечит конкурентоспособность с зарубежными носителями того же класса («Ариан 5», «Атлас 5», «Дельта 4»), Эта ступень, как и КВРБ, войдет затем в состав создаваемых РН среднего и тяжелого классов «Ангара 3» и «Ангара 5В».

ПРОЕКТ ЛУННЫХ ПОСЕЛЕНИЙ КБ ОБЩЕГО МАШИНОСТРОЕНИЯ

*И.В.Бармин, А.В.Егоров
(Конструкторское бюро общего машиностроения им. В.П.Бармина)*

В 70-е годы в Советском Союзе велись работы над проектом создания долговременного лунного поселения. Создание такого крупного космического объекта предполагалось осуществить для решения целого ряда научных и прикладных задач, связанных с исследованиями как самой Луны, познания её истории, природных ресурсов, возможности использования этих ресурсов в интересах человека, проведения с Луны мониторинга Земли, исследований дальнего космоса, недоступных для земной астрономии, а также с использованием Луны как промежуточной базы при совершении дальних космических полетов.

Процесс создания лунного поселения планировалось разбить на ряд этапов.

Главным его объектом является основное сооружение, в котором в максимальной степени воспроизводятся все привычные для человека условия жизни. Сооружение монтируется из отдельных модулей. В состав лунного поселения входят также энергетический центр, комплекс научного оборудования и сооружений, передвижные средства для проведения исследовательских экспедиций по Луне. Реализацию проекта предполагалось осуществить с использованием сверхтяжелой ракеты-носителя Н1.

ЛУННОЕ ТОПЛИВО В СИСТЕМАХ ОКОЛОЗЕМНЫХ И МЕЖПЛАНЕТНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ ОПЕРАЦИЙ

Ю.М.Еськов

(Член-корреспондент Российской академии космонавтики)

Известны технология добычи компонентов ракетных топлив из лунного сырья (O_2 , Al, Si, H_2O), энергомассовые характеристики двигателей типа ЖРД на криогенном окислителе (O_2) и порошкообразном горючем (Al, Si), ЭРД - на кислороде, ЯРД - на воде. Анализ проводится в предположении о наличии льдосодержащего реголита в приполярных кратерах.

Предложена двухступенчатая транспортировка: Луна - околоземная топливозаправочная станция. Система включает лунную ракету (ЛР), межорбитальный буксир (МБ).

Определены летно-технические характеристики элементов транспортной системы, размерность типовых космических аппаратов, для которых они предназначены. Обоснована производительность лунного завода топлива, топливосток на орбиту ИСЗ. Показана эффективность системы по сравнению с земным снабжением.

В качестве нетрадиционных задач с высокой энергетикой и грузопотоком рассмотрено снабжение пилотируемой станции на геостационарной орбите и захоронение в космосе ампул-капсул с радиоактивными отходами.

Создание транспортной системы предполагает этапность. На первом - система будет строиться на доставке кислорода с Луны, а горючего (CH_4) - с Земли.

РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ Н1 - ПРОГРАММА ЛЗ КАК ЭТАП ОТЕЧЕСТВЕННОЙ КОСМОНАВТИКИ

В.Е.Бугров

(РКК «Энергия»)

Ракета-носитель Н1 - детище НПО «Энергия» - явилась идеологическим завершением творчества С.П.Королева. Концепция этой уникальной ракеты, сложившаяся при его непосредственном участии, восприняла творческий опыт более 1200 организаций, стала ступенью российской космонавтики, соединяющей легендарную семерку с «Энергией» и «Бураном».

Повышение на порядок энергомассовых параметров и полезной нагрузки, оригинальная конструктивная схема, потребовавшая космодромной сборки и отработки первой ступени влет, - чисто конструкторские проблемы наложились на проблемы технической и экономической политики государства.

В конце 60 годов на фоне успехов российской космонавтики, усложнения технического облика создаваемых ракетно-космических комплексов, разработчики головных организаций столкнулись с серьезными проблемами большого числа дефектов, нервозностью в высших кругах партийно-хозяйственного руководства, несоответствием темпов развития новейшей техники и методов организации и управления разработками. Объективными предпосылками такого несоответствия явилось отсутствие в государственных и отраслевых стандартах конкретных требований к обязательным конструкторским документам.

Увеличение цикла создания комплекса до 10 и более лет, смена поколений исполнителей требовало контроля облика технического комплекса, сохранения чистоты идеологии с учетом динамики изменений по результатам испытаний.

На основании результатов анализа по указанию главного конструктора Мишина В.П. были разработаны и представлены четыре приказа по устранению основных причин дефектов:

- приказ о порядке согласования, выпуска, контроля исполнения технических решений;
- приказ о порядке работы с дефектами и замечаниями, выявляемыми во время экспериментальной отработки;
- приказ о восстановлении статуса ведущего конструктора по изделию как полномочного представителя главного конструктора, он утвердил «Положение о ведущем конструкторе по изделию»;
- приказ, определяющий требования к составу и содержанию конструкторских документов для всех составных частей комплекса.

Организационные проблемы управления гигантской иерархической системой требовали единства технического и политического руководства.

Усилиями И.Н.Садовского, П.В.Цыбина, Я.П.Коляко, В.Т.Алиева, Б.Е.Чертока, В.М.Караштина, Б.И.Сотникова в единстве с высшим руководителем организации была создана научно-производственная структура, соответствующая технической проблеме.

Можно считать, что успешный полет беспилотного «Бурана» в 1987 году был определен, помимо прочего, реализацией организационно-технических мероприятий, начатых главным конструктором Мишиным В.П. в 1969 г.

ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ ЛУННОЙ СИСТЕМЫ Н1-Л3

Р.Ф.Аппазов

В сообщении затрагиваются три вопроса, относящиеся ко времени проектирования комплекса Н1-Л3: выбор размерности одиночного двигателя для первой ступени ракеты-носителя и компонентов топлива; необходимость разработки методов терминального управления; попытка выбора наиболее целесообразного метода лётной отработки комплекса.

Первый вопрос являлся одним из самых острых, принципиальных дискуссионных вопросов между главным конструктором комплекса Н1-Л3 С.П.Королевым и главным конструктором двигательной установки В.П.Глушко. Срыв сроков создания комплекса во многом был предопределён именно исходом этой дискуссии. Мнения специалистов по этой проблеме до сих пор не совпадают, аргументы каждой из сторон представляются достаточно убедительными, однако главной причиной раздора являлось отсутствие у сторон желания найти компромиссное решение, пойти друг другу навстречу ради решения может быть самой престижной задачи в истории современной космонавтики. Автор продолжает считать, что оптимальный компромисс был упущен из-за личных неприязненных взаимоотношений и чрезмерной амбициозности одной из сторон.

Наличие на первой ступени комплекса Н1-Л3 многодвигательной установки явилась основной побудительной причиной, вызвавшей к жизни разработку систем с так называемым терминальным управлением. Даже при относительной высокой надёжности одиночного двигателя в многодвигательных установках (а их на первой ступени Н1-Л3, как известно, было целых 30) достаточно велика вероятность отказа одного или даже двух двигателей в любой текущий момент времени. При принятой логике управления в целях компенсации возникающего при этом возмущающего момента требовалось отключение противоположного двигателя. В подобных ситуациях решение траекторией задачи при жёстком управлении становится практически невозможным. Однако, при некоторых топливных запасах выполнение целевой задачи возможно, если на борту имеются средства, обеспечивающие решение задачи по оптимизации траектории, которые исходят из текущего состояния кинематических параметров движения и внутренних ресурсов ракеты-носителя. Система управления такого рода была разработана в НИИ АП под руководством главного конструктора Н.А.Пилюгина и главного идеолога системы управления М.С.Хитрика, однако ввиду участия, постигшей Н1-Л3, на практике реализована не была.

Для комплексов, подобных Н1-Л3, чрезвычайно важной представляется проблема лётной отработки. Тогда ещё не существовало таких мощных и универсальных моделирующих систем, которые появились позже. Кроме того, отсутствовала возможность полномасштабной стендовой отработки комплекса в целом. Лётные испытания проводились всей ракетой целиком, в полной комплектации, без расщепления на отдельные блоки или ступени. Так была отработана и ракета Р-7 и все её последующие трёхступенчатые и четырёхступенчатые модификации. Но Н1-Л3 был чрезвычайно дорогостоящим комплексом, и имело смысл рассмотреть различные возможные варианты её лётной отработки. Например, отработать первую ступень, заменяя все остальные части массово-геометрически подобными моделями. Отработать отдельно вторую ступень, заменив третью ступень и полезный груз (т.е. часть, называемую Л-3) соответствующими моделями. Попытка теоретически обосновать наиболее целесообразную методику лётной отработки была предпринята автором сообщения в содружестве с С.С.Лавровым по поручению руководства (С.П.Королёва и В.П.Мишина). Все полученные результаты были руководством отвергнуты, как плохо совместимые с бытующими, привычными взглядами и, не в последнюю очередь, с временными директивными ограничениями, установленными свыше. Вполне возможно, что в рассмотренных нами математических моделях и в закладываемых исходных данных были определённые погрешности, т.к. подобная попытка, если не ошибаюсь, предпринималась у нас впервые. Однако качественная устойчивость полученных результатов при вариации исходных данных в широких пределах порождала серьезные сомнения в правильности традиционного пути лётной отработки подобных сложных комплексов. Работы были прекращены, но метод отработки американцами своего аналогичного комплекса «Сатурн» для нас явился неким косвенным подтверждением правильности рассмотренной нами модели лётной отработки сложных комплексов.

ДИНАМИКА ДВИЖЕНИЯ НОСИТЕЛЯ Н1 И ЭФФЕКТЫ РЕАЛЬНОГО ГАЗА В СИСТЕМЕ МНОГОКАМЕРНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

*В.В.Кислых, И.А.Решетин
(ЦНИИмаши)*

Интенсивные исследования перспективных воздушно-космических систем (ВКС), использующих в качестве двигательных установок (ДУ) прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД), жидкостные реактивные двигатели (ЖРД), комбинированные двигательные установки, направлены на интеграцию внутривдвигательных и атмосферных газодинамических процессов

Стационарное и нестационарное поля давлений в зонах влияния струй, прежде всего, в донной области аппаратов определяется целым рядом газодинамических и термодинамических процессов, моделирование которых необходимо осуществлять с воспроизведением реальных свойств газов, как основного внешнего потока, так и высокотемпературных струй двигателей (влияние вязких сил, эндотермических процессов, физико-химических процессов, процессов догорания и др.).

Проблема моделирования картины обтекания летательных аппаратов и динамики их движения с воспроизведением реальных свойств газов возникла много лет назад. В особо острой форме она проявилась при отработке мощного российского носителя Н1. По своим геометрическим размерам, величине тяги, параметрам турбулентных режимов течения в пограничных слоях на поверхностях ракеты и т.д. она явила собой прообраз мощных перспективных МТКС и ВКС будущего. Прогнозирование динамических характеристик подобных носителей с использованием традиционных методов и средств, и в настоящее время представляется неразрешимой проблемой.

В докладе рассматриваются причины, приведшие к ненормальному протеканию процесса стабилизации по крену и рассогласованию по углу вращения в процессе третьего запуска ракетно-космической системы Н1-Л3 (№6Л). Приводится описание разработанных методов и средств, а также результатов экспериментальных исследований проведенных на комплексе универсальных крупномасштабных поршневых газодинамических установок (ПГУ) ЦНИИМАШ в связи с выявлением причин аномальной динамики движения Н1. Представляются характеристики разработанного экспериментального оборудования, позволяющего определить в наземных условиях при натуральных параметрах моделирования картину течения в данной области мощных перспективных ВКС с воспроизведением реальных свойств, таких как, вязкость, акустика и эжекция основного внешнего и высокотемпературных струй двигательных установок.

СТИМУЛ РАЗВИТИЯ: ПИЛОТИРУЕМАЯ ЭКСПЕДИЦИЯ НА МАРС

*А.С.Коротеев, В.Ф.Семенов
(Исследовательский центр им. М.В.Келдыша)*

Благодаря накопленным всем человечеством знаниям и опыту, о полете человека к Марсу стало возможным говорить как о близкой реальности. Осуществить ее можно только усилиями многих стран.

С российской стороны проектом занимались ученые из Исследовательского центра им. М.В.Келдыша, ГНЦ «Институт медико-биологических проблем», ИКИ РАН, РКК «Энергия» им. С.П.Королева, НИКИЭТ, ГЕОХИ им. В.И.Вернадского РАН, Института микробиологии РАН, со стороны США - научные центры НАСА и фирма «Боинг», со стороны Европы - Европейское космическое агентство и фирма «Астриум».

Целью планируемой экспедиции является обеспечения условий для проведения комплексных исследований Марса экипажем из 6 человек (на поверхности - с использованием марсоходов), поиск воды на Марсе и исследование возможности ее переработки в компоненты топлива для космических двигателей и для обеспечения проживания человека.

Экспедиция осуществляется по орбитально-десантному сценарию. При этом ее суммарная длительность составляет 1,5-2 года в зависимости от конкретной даты старта.

Экспедиционный комплекс включает два корабля: грузовой массой ~140 т (для доставки на поверхность Марса грузов и марсохода) и пилотируемый массой ~580 т, в который входит жилой межпланетный модуль массой 70 т. Для разгона кораблей от земли используются ЖРД, для ускоренного перелета на межпланетных участках траектории – ЭРД (при мощности солнечной энергоустановки 6000 кВт при площади СБ 51000 м²).

Возможная дата первой пилотируемой экспедиции на Марс - 2014-2015 гг.

СУБОРБИТАЛЬНЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ТУРИЗМ: РАКЕТОПЛАН С-XXI – САМОЛЕТ-НОСИТЕЛЬ «ГЕОФИЗИКА»

*С.В.Костенко (ЗАО «Суборбитальная корпорация»),
В.К.Новиков (ЭМЗ им. В.М.Мясищева)*

Уровень космических технологий позволяет уже сегодня говорить о новом направлении в бизнесе – космическом туризме. Первый опыт в этом направлении – полеты Дениса Тито и Марка Шаттлуорта. Однако высокая стоимость (~20 млн. \$) и длительность подготовки (не менее полугода) космических полетов на МКС делают это направление «ограниченным».

Наиболее интересным является суборбитальные полеты на высоту порядка 100 км. В этом случае стоимость полета не превысит 100 тыс. \$.

Разработка проекта суборбитального космического туризма начата и в России КБ ЭМЗ им. В.М.Мясищева и ЗАО «Суборбитальная корпорация» Проект предусматривает многоразовые полеты на специальном космическом аппарате С-XXI с периодичностью до 2-х полетов в неделю 2 пассажиров и 1 пилота на высоту 100 км с длительностью пребывания в невесомости не менее 3-х минут.

В качестве носителя С-XXI будет использоваться самолет М-55 «Геофизика», разработанный на ЭМЗ.

Полет осуществляется по 2-х ступенчатой схеме: на первом этапе самолет «Геофизика» с установленным на нем С-XXI поднимаются на высоту порядка 20 км; на втором этапе С-XXI, используя свой ракетный двигатель, выходит на баллистическую траекторию с высотой ~100 км.

В марте 2002 г. в ЭМЗ демонстрировался полноразмерный макет С-XXI с установкой его на самолете «Геофизика».

Первые полеты С-XXI планируются на 2004-2005 г. Организацией космических туров занимается американская корпорация Space Adventures. На сегодняшний день уже более 100 человек оставили свои депозиты на будущие суборбитальные полеты.

КОНЦЕПЦИЯ СУБОРБИТАЛЬНОГО РАКЕТОПЛАНА С САМОЛЕТОМ-НОСИТЕЛЕМ ТИПА МИГ-31 И ТРАНСПОРТНЫМ САМОЛЕТОМ

*В.А.Джанибеков, В.П.Никитский (МНТЦ ПН КО),
М.В.Дворников (Гос-НИИ испытаний и военной медицины),
В.М.Кульков (НИИПМЭ МАИ), Г.В.Мальшев (МАИ)*

Трехместный суборбитальный ракетоплан научно-прикладного назначения, стартующий с самолета-носителя, предназначен для исследования процессов в верхней атмосфере (до 130 км) и в невесомости (до 3 минут), тренировки космического экипажа на динамически подобном аппарате, отработки техники сверхзвукового полета, предпосадочного торможения и посадки, а также спортивной программы «аэрокосмического ралли» и космического туризма при минимальной подготовке и медицинском тестировании. Ракетоплан рассчитан на трех членов экипажа.

Ракетоплан выводится самолетом-носителем на траекторию крутого кабрирования, доразгоняется бортовым двигателем, возвращается в атмосферу, преодолевая этапы интенсивного нагрева и пика перегрузок, осуществляет маневр по курсу, заход на посадку и мягкую посадку на аэродром среднего класса. Такой цикл с незначительными вариациями реализуется простейшими средствами, повышающими безопасность экспедиции. При этом программа не привязывается к какому-то одному типу самолета-носителя.

Ассимилируя последние достижения различных конструкторских направлений: двигателестроения (гибридные двигатели), парашютостроения (парашют-крыло), навигации (навигационная система GPS – ГЛОНАСС), управления (использование гиросtabilизатора), удается получить суборбитальную систему нового качества, имеющую стартовую массу до 3500кг, а сухую до 2200 кг.

На начальном этапе (старт, разгон, выход на баллистический участок) предполагается полет по жесткой программе в зоне радиовидимости пилота самолета-носителя, который может осуществлять дистанционное управление. На баллистическом участке вплоть до возврата в атмосферу могут использоваться простейшие программы полета с постоянным большим углом атаки, соответствующим углу интенсивного торможения на нисходящей ветви траектории (35...45°). Этот режим легко организовать созданием соответствующего кинетического момента после отсечки двигателя, например, закруткой его корпуса или специального ротора.

С целью облегчения бортового комплекса ракетоплана целесообразно использовать спасаемую герметическую кабину, отказавшись от катапультируемых кресел и используя только противоперегрузочные костюмы.

Применение разнотипных самолетов-носителей (МиГ-31, Ил-76, С-130), при ресурсе ракетоплана на 200 полетов существенно снижает затраты на суборбитальную экспедицию при этом версии использования ракетоплана существенно расширены.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С УЧЕТОМ ИХ ОБСЛУЖИВАНИЯ НА ОРБИТЕ

С.Е.Пугаченко, В.В.Ефимов

(ГКНПЦ им. М.В.Хруничева)

Оптимальная длительность пребывания экипажа на орбите может быть определена исходя из анализа задач, решаемых экипажем в рамках программы полета космического аппарата.

Достижения последних лет в области автоматики и компьютерной техники позволяют большинство исследований в космосе осуществлять в автоматическом режиме или в режиме дистанционного. Роль экипажа может заключаться в проведении наладочных работ, проведении экспресс-анализа результатов и периодическом обслуживании оборудования. Постоянное присутствие экипажа на борту КА создаёт существенные помехи для экспериментов по получению кристаллов и сверхчистых материалов из-за динамических возмущений.

Одним из возможных вариантов концепции обслуживаемого на орбите КА нового поколения может стать автоматическая временно посещаемая станция.

Целью настоящего исследования является поиск оптимального соотношения продолжительности пилотируемого и беспилотного режимов полёта посещаемой орбитальной станции, обеспечивающего минимальные затраты на ее изготовление и эксплуатацию.

Разработанная расчетная модель посещаемого КА, включающая основные проектные параметры, показатели надежности, грузопоток и технико-экономические показатели, позволяет проводить анализ взаимозависимости параметров целевого использования и обслуживания экипажем.

КОНЦЕПЦИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ НАУЧНО-ТУРИСТИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ «СОЮЗ-ДОМ»

С.О.Фирсюк (МАИ)

В докладе отражены вопросы проектирования перспективных модульных пилотируемых космических кораблей (КК) и орбитальных станций (ОС) на их основе, создаваемых с использованием сочетания отработанных элементов и перспективных технологий (маневрирование с использованием аэродинамических тормозных устройств и механических непроводящих тросовых систем, полужесткая конструкция гермоотсеков).

Рассматриваются варианты компоновочных схем КК, варианты ОС различного назначения и размерности, формируемых из однотипных элементов малой размерности.

Оцениваются возможные варианты технической реализации снабжения подобной ОС грузами и доставки на ее борт экипажей.

Представлена концепция ОС научно-туристической направленности «Союз-ДОМ».

ВЕРСИИ АТМОСФЕРЫ ПИЛОТИРУЕМОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ

Н.С.Демидова, И.А.Смирнов, Р.Г.Салимьянов (МАИ)

Постоянная (или длительно существующая) пилотируемая орбитальная станция - многоцелевая система с развитой структурой жизнеобеспечения (СЖО).

Опыт станции "Мир" выявил необходимость индивидуального подхода к функционально различным модулям системам жизнеобеспечения (обитаемого, периодически посещаемого, приборного, фитоотсека) в газовом составе, температурно-влажностном диапазоне, характерной скорости циркуляции для обеспечения комфортного восприятия среды обитания. Изменение целевой функции требует соответствующей технической интерпретации - комфортных условий жизнеобеспечения, энергетической эффективности, производительности растительной массы.

Для оценки восприятия комфортного состояния человека при различных уровнях влажности, температуры и скорости циркуляции введены критерии тепло-влагообмена с учетом степени растворимости атмосферообразующих газов, которые определили для различного состава газовой среды (азотно-гелиево-воздушной) коэффициенты тепло- влагообмена.

Сформулированы требования к составу, диапазону температуры и влажности соответствующих отсеков с целью предотвращения плесневого заражения, безопасного расширения коридора температуры, газового состава.

ПРОЕКТНЫЕ ОЦЕНКИ СИСТЕМ ВОЗВРАТА И ПОСАДКИ МНОГОРАЗОВЫХ РАКЕТНЫХ БЛОКОВ С ПЯМОТОЧНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Н.Б.Пискарева, И.В.Полосин (МАИ)

Представлены результаты по проектной оценке эффективности частично-многоцветных транспортно-космических систем, как вновь разрабатываемых, так и модернизированных РН различного класса.

Известно большое количество схем с использованием турбореактивного двигателя (ТРД) на МРБ в качестве маршевой двигательной установки (МДУ) на участке возвращения. Авторами проведены исследования по возможности установки на МРБ прямоточных воздушно-реактивных двигателей.

Разработаны методики оценки эффективности применения МРБ оснащенного ПВРД в качестве маршевой двигательной установки и программное обеспечение, позволяющие проводить проектный расчет подобных систем. Оценено влияние проектных параметров двигательной установки на массу системы возвращения ракеты-носителя среднего класса типа «Зенит» и малого класса типа «Ангара».

По проведенным оценкам масса системы возвращения и посадки РБ первой ступени РН «Зенит» составляет, примерно 7800 кг, при сухой массе РБ системы возвращения и посадки (СВП) около 30000 кг для РБ первой ступени РН «Ангара» составляет, примерно 3400 кг, при сухой массе РБ без СВП около 13000 кг.

При этом использование ПВРД в качестве МДУ МРБ на участке возвращения по сравнению с ТРД позволяет получить выигрыш по стоимости выведения единицы полезной нагрузки РН в целом более чем на 30 %.

ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ СПУТНИКА ДЗЗ НА КАЧЕСТВО ВИДЕОИНФОРМАЦИИ СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ

*В.П.Макаров, А.А.Яницкий, М.Н.Хайлов, И.В.Москатиньев, С.Ю.Самойлов
(ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»)*

Космические системы наблюдения обеспечивают решение целого ряда задач связанных с различными отраслями народного хозяйства. Одним из важнейших направлений этих систем является метеорология. Современные метеорологические космические комплексы должны обеспечивать потребителей высококачественной информацией, позволяющей определять направления движения воздушных масс по облакам трассерам, определять температуру поверхности суши и мирового океана, производить мониторинг стихийных бедствий, кроме того, такие системы должны выполнять телекоммуникационные функции по распространению, обмену гидрометеорологическими и гелиогеофизическими данными и ретрансляции информации с наземных платформ сбора данных. Решение подобных задач невозможно без тщательной проработки конструктивно-баллистических параметров КА и элементов сквозного информационного тракта.

В представленном докладе рассмотрены основные проблемы создания космического комплекса метеорологического назначения на примере перспективного геостационарного гидрометеорологического космического комплекса «Электро-Л», разрабатываемого на НПО им. С.А. Лавочкина в рамках федеральной космической программы России. В частности проблемы обеспечения требуемого радиометрического и геометрического качества получаемой информации, состав и структура сквозного информационного тракта.

УЧЕБНО-НАУЧНЫЕ МИКРО И НАНОСПУТНИКИ «РОСТО»

Н.Н.Игнатьев (НИЛАКТ), И.Н.Игнатьев (АКР)

Радиолобительство - одна из наиболее популярных областей технического творчества. Использование радиолобительских спутников повысило оперативность и устойчивость радиолобительской связи, обеспечивает возможность передачи больших объемов информации, что позволило привлечь к радиолобительству новых членов, особенно творческую молодежь.

В России работы по созданию радиолобительской космической техники начались в 1973 году. 26 октября 1978 года на орбиту ИСЗ были выведены первые в нашей стране радиолобительские спутники серии «Радио» (РС-1 и РС-2). Для координации работ по созданию и эксплуатации радиолобительских спутников в ДОСААФ (в настоящее время РОСТО) была образована Научно-исследовательская лаборатория аэрокосмической техники (НИЛАКТ). За 22 года НИЛАКТ с организациями промышленности, Академии наук и ВУЗами были подготовлены, запущены и эксплуатировались 18 радиолобительских спутников. Отличительными чертами спутников были малые габариты и вес, простота конструкции и комплектующих систем. Все это обеспечивало малые стоимости радиолобительских спутников и их доступность для экспериментальных и новаторских проектов.

Ведущими космическими предприятиями России разработан ряд проектов миниатюрных космических платформ для создания спутников и спутниковых систем связи, дистанционного зондирования Земли, контроля и мониторинга околоземного космического пространства, проведения научных исследований и экспериментов в космосе. В докладе представлены проекты малоразмерных спутников массой 5-10; 50-60; 100-150 кг, разработанные ПО «Полет» совместно с НИЛАКТ, а также проект космической платформы

«Радио» на базе конверсионного космического аппарата массой до 80 кг, подготовленный ВКА им. А.Ф. Можайского совместно с НИЛАКТ и МАИ.

Использование для микроспутников радилюбительских диапазонов частот может привлечь к решению ряда практических задач космонавтики существующую сеть радилюбителей и обеспечить доступ к космическим технологиям и космической деятельности широкого круга пользователей - от учащихся средних школ и студентов университетов до инженеров и ученых в любой стране мира. Выполненные космические проекты «Радио-РОСТО», «Зея», «Колибри», «Можает» подтверждают значительные возможности использования малоразмерных космических аппаратов с радилюбительским диапазоном частот для широкого круга образовательных и научно-экспериментальных задач.

КОНЦЕПЦИЯ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

В.В. Гаврилин (МАИ), Л.М. Калашников (НИИПМЭ МАИ)

Исследуется задача спуска быстровращающегося осесимметричного тела в атмосфере Марса. Особенностью задачи является наличие коротких и длинных процессов. Для исследования длинных процессов используются аналитические методы решения. Для исследования коротких процессов используются стандартные вычислительные методы.

ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

В.А. Алтунин

(Казанский филиал военного артиллерийского университета)

Современная наука предопределяет пути защиты космических станций (КС) от приближающихся астероидов, комет, фрагментов космического мусора, а также боевых систем. Одним из путей защиты КС является разработка и создание артиллерийских систем космического базирования.

Первые исследования искусственных образований в космосе были начаты в 60-х годах, где использовались методы и способы разгона, взрыва и рассеивания различных веществ, взятые в основном из артиллерии. Космическую артиллерию можно классифицировать по назначению, типу, виду метательных веществ, базированию в боевом положении, наведению, управлению, регистрации возникающих при стрельбе гравитационных сил и систем их гашения и компенсации, виду охлаждения, виду утилизации тепловой и механической энергии при выстреле, типу ведения стрельбы, виду снаряда и др.

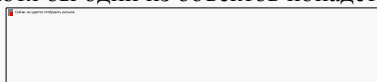
В докладе приводится анализ и классификация существующих и перспективных образцов космической артиллерии многоцелевого использования, раскрываются основные пути и направления повышения эффективности, живучести, контроля, надежности, безопасности, экономичности и экологичности бортовой и выносной (тросовой) артиллерии.

ОЦЕНКА РИСКА ПОРАЖЕНИЯ ПЛОЩАДНЫХ ОБЪЕКТОВ ПО ТРАССЕ ПОЛЕТА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

В.И. Перлик, Э.Г. Гладкий (ГКБ «Южное»)

Одним из требований при пуске ракеты-носителя (РН) является исключение негативного воздействия на объекты, находящиеся по трассе полета. Вследствие этого трассы выведения КА выбирают таким образом, чтобы они пролегали над малонаселенным районом. Принципиальным здесь является то, что объекты возможного поражения представляют площадные цели, случайным образом расположенные вдоль трассы пуска.

В докладе построены модели оценки вероятности поражения случайных площадных объектов, расположенных по трассе пуска РН, падающими отделяющимися частями и аварийными РН. Рассмотрена геометрическая модель, в которой зона поражения и зоны объектов представляются в виде кругов. Центры расположения объектов поражения находятся в случайных точках, описываемых пуассоновским полем. Определяется вероятность того, что хотя бы один из объектов попадет в зону поражения



где r_i - расстояние от центра зоны поражения до центра i -го объекта, R_{Π} - радиус зоны поражения, R_{O_i} - радиус i -го объекта, n - количество объектов в рассматриваемом районе по трассе выведения КА, определяемое исходя из плотности объектов в заданном районе и его площади.

Рассмотрены частные случаи оценки вероятности поражения и показана их связь с традиционными соотношениями. Полученные соотношения использованы для оценки вероятности поражения судов, находящихся по трассе полета РН.

АНАЛИЗ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ БЛОЧНОЙ СХЕМЫ

*В.В.Цепляев, В.Н.Кобелев
(МАТИ - РГТУ им. К.Э.Циолковского)*

Одним из путей снижения затрат на космические программы является использование блочной схемы конструкции ракет-носителей (РН). Многие ведущие фирмы используют данную схему устройства ракеты-носителя (Atlas 5 фирмы Lockheed Martin Astronautics, Delta IV фирмы Boeing, Ariane 4 фирмы Arianespace).

Однако эта схема не лишена недостатков, главный из которых - уход от оптимальных параметров. Поэтому наиболее важной и существенной работой в этой области является оптимизация создающихся РН блочной схемы с целью достижения наибольшей эффективности их применения без существенных изменений концепции блочного устройства данного РН. В качестве объекта исследования рассматривается РН типа «Ангара-5А». Она имеет в качестве первой и второй ступеней пять универсальных ракетных модулей, в качестве третьей и четвертой ступеней используются разгонные блоки типа «Бриз-М» и «КВРБ». Конкретными объектами оптимизации и модернизации явились первая и вторая ступени этого носителя.
