

Секция 2

**Летательные аппараты.
Проектирование и конструкция****ЦЕНТРОБЕЖНАЯ КОНЦЕПЦИЯ КОСМИЧЕСКОЙ СОЛНЕЧНОЙ
ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ (КСЭС)*****Г.Г.Райкунов, В.М.Мельников
(ЦНИИМАШ)***

Аварии сразу на трех атомных японских электростанциях в марте 2011 г. напомнили Чернобыль и инициировали рост внимания общественности и правительства к разработке КСЭС не только в Японии, но и в других странах.

В США кооперация в составе Локхид-Мартин, Боинг, JPL, Центра Маршалла, Центра Гленна, а также ряда университетов, планирует создать коммерческую КСЭС гигаваттного уровня к 2016 г. для открытия рынка «космического электричества». Китай намерен участвовать в этом рынке. Группа японских корпораций во главе с Mitsubishi Corporation планирует построить аналогичную КСЭС к 2025 г.

Для значительного упрощения конструкции КСЭС по сравнению с зарубежными каркасными аналогами, обеспечения возможности эффективной наземной отработки, эффективной технологии развёртывания на орбите, снижения стоимости создания и эксплуатации предлагается новая концепция КСЭС, основанная на использовании:

- бескаркасных центробежных крупногабаритных солнечных батарей;
- космической технологии автоматизированной сборки СБ на орбите;
- самой вращающейся системы в качестве прецессирующего гироскопа для управления её положением в пространстве;
- эффективных плёночных солнечных батарей;
- генерирующих непосредственно в СВЧ диапазоне и излучающих полупроводниковых систем;
- фокусировки СВЧ-излучения путем организации фазирования непосредственно по площади солнечной батареи с отдельных её участков, являющихся единичными модулями батареи для их независимого изготовления, отработки и управления фазированием пилот сигналом с Земли при эксплуатации.

**СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ
И ТРАНСПОРТНЫХ СХЕМ ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ
ПИЛОТИРУЕМОЙ ПРОГРАММЫ ОСВОЕНИЯ ЛУНЫ**

С.Н.Лозин, А.А.Нестеренко, В.Ю.Юрьев,

В.Г.Власенко, И.А.Соболев,

Д.В.Морозов, Д.М.Федотов

*(ФГУП «Государственный космический научно-производственный
центр им. М.В.Хруничева»)*

e-mail: slozin@khrunichev.com

Одним из перспективных направлений развития космонавтики является исследование и освоение Луны, в том числе с использованием пилотируемых средств. Для реализации пилотируемой лунной программы необходимо создание соответствующей пилотируемой космической инфраструктуры (ПКИ).

Важнейшей составляющей ПКИ является лунная транспортная система (ЛТС), в которую входят пилотируемые и грузовые корабли, межорбитальные буксиры и средства выведения. В состав ПКИ также входят средства напланетной и околопланетной инфраструктуры, такие как окололунная станция и лунная база.

В настоящем докладе рассмотрены возможные варианты элементов лунной пилотируемой космической инфраструктуры ближней перспективы, использующие существующие технологии и технологии, которые могут быть созданы в ближайшие годы. Для элементов ЛТС ближней перспективы рассматриваются варианты, определяемые применяемыми компонентами ракетного топлива.

Представлены различные транспортные схемы для реализации задач освоения Луны, которые взаимосвязаны с составом ПКИ, и определяются маршрутом транспортировки, местом сборки элементов комплекса, местом окончания работы и отделения межорбитальных буксиров от транспортируемого груза, в качестве которых служат пилотируемые и грузовые корабли.

На основании проведенного сравнительного анализа схем ближней перспективы сделаны предварительные выводы по выбору транспортных схем и рациональному составу ПКИ на базе существующих технологий.

**ОЦЕНКА ВАРИАНТА РАЗВИТИЯ СЕМЕЙСТВА РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С
ВНЕДРЕНИЕМ МНОГОРАЗОВЫХ РАКЕТНЫХ БЛОКОВ**

И.А.Биркин

*(ФГУП «Государственный космический научно-производственный
центр им. М.В.Хруничева»)*

e-mail: birkini@mail.ru

В странах с развитой космической промышленностью изучаются перспективные варианты многоразовых средств выведения полезных грузов (ПГ) на околоземные орбиты. С учётом достигнутого уровня развития технологий в число наиболее привлекательных по соотношению показателей стоимости, реализуемости и целевой эффективности выдвигается концепция создания системы запуска на основе двухступенчатой ракеты-носителя (РН), оснащённой многоразовой первой ступенью и одноразовой второй ступенью.

В России накоплен значительный задел по данному направлению. Так, в 1990-х годах был разработан проект крылатого ракетного блока "Байкал" для применения в составе РН типа "Ангара". Принимая во внимание географическое расположение российских космодромов, актуальность внедрения таких возвращаемых блоков усиливается из-за необходимости сокращения районов падения отделяющихся частей ракет.

В оцениваемой концепции построения и развития семейства перспективных РН на начальном этапе предусматривается создание одноразовых двухступенчатых РН «пакетной» схемы типа «Ангара», которые затем дополняются частично многоразовыми РН с ускорителями типа «Байкал».

В качестве ключевого мероприятия, компенсирующего снижение массы выводимого ПГ из-за утяжеления конструкции спасаемых блоков, предусматривается внедрение перелива топлива между ракетными ступенями в полёте. При запусках ПГ на высокоэнергетические орбиты совместно с РН предполагается использовать кислородно-водородный разгонный блок. Особенностью его работы является длительное первое включение маршевого двигателя для выполнения доразгона с выходом на опорную орбиту.

Оценка варианта семейства РН показала потенциально широкие возможности их использования, в том числе для запусков всех ПГ известных типов по государственным и коммерческим программам в размерности средств выведения среднего и тяжёлого классов.

**ОСНОВНЫЕ ТЕНДЕНЦИИ СОЗДАНИЯ И РАЗВИТИЯ
АВИАЦИОННО-РАКЕТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ**

***К.А.Разинкина
(ЦНИИМАШ)***

e-mail: kcu182@mail.ru

В настоящее время работы по авиационно-ракетным космическим комплексам (АРКК) проводятся во многих странах мира – США, Франция, Италия, Китай, Украина, Израиль и другие. Разрабатывается более 17 концепций и проектов АРКК.

В России, на различных этапах, выполняются работы по проектам АРКК «МИГ-31», «Скиф», «Воздушный старт».

**ГИПЕРЗВУКОВЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ С АКТИВНОЙ ТЕПЛОВОЙ
ЗАЩИТОЙ НА НОВОМ ФИЗИЧЕСКОМ ПРИНЦИПЕ, КАК ОСНОВА ДЛЯ
ОСВОЕНИЯ ВЕРХНИХ СЛОЕВ АТМОСФЕРЫ И ОКОЛОЗЕМНОГО
ПРОСТРАНСТВА**

В.А.Керножицкий, А.В.Колычев

***(Балтийский государственный технический университет
«ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф.Устинова)***

e-mail: vakern@mail.ru, migom@mail.ru

Создание гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА), способных совершать перелеты в любую точку Земли за относительно короткое время, при одновременном сохранении летно-технических характеристик позволит интенсифицировать развитие мира и России. Однако существует препятствие в виде «теплового барьера», то есть проблема интенсивного нагрева конструкции ГЛА.

Для отодвигания его в сторону больших скоростей предлагается активная тепловая защита на основе термоэлектронной эмиссии. При нагреве ГЛА электроны получают тепловую энергию и выходят из металла. Таким образом, происходит электронное охлаждение теплонапряженных частей конструкции ГЛА. Электроны, кроме функции охладителя, выполняют роль носителей заряда, а потому могут проходить по цепи от внутреннего элемента, их воспринимающего к нагреваемой оболочке через бортовую полезную нагрузку. Это означает, что при отводе тепла электронами, например, от критической точки, появляется электроэнергия. Полученное электричество можно использовать при работе специальных бортовых энергоемких систем.

Таким образом, появляется основа для разработки новых типов ГЛА, отличие которых будет заключаться в системах – потребителях электроэнергии. Возможна также замена гидравлических приводов на электрические, что приведет к снижению массы ГЛА. При этом повышается энергетическая эффективность и диагностируемость нагрева оболочки, за счет чувствительности термоэлектронной эмиссии к изменению температуры защищаемых элементов конструкции.

Новизна исследуемого способа тепловой защиты, в том числе мировая, а также перспективность выбранных направлений исследований и полученных результатов подтверждена патентом на изобретение № 2404087 "Термоэмиссионный способ тепловой защиты частей летательных аппаратов при их аэродинамическом нагреве", патентом на полезную модель № 95637 "Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева".

**ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПРОЦЕССОВ ТЕПЛООБМЕНА
ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКЕ
ТЕПЛОАГРУЖЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

О.М.Алифанов

(Московский авиационный институт)

Рассматриваются современные методы идентификации математических моделей тепломассопереноса, основанные на решениях обратных задач.

Представлены результаты приложений этих методов для теплового проектирования и проведения испытаний объектов ракетно-космической техники.

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ В СОСТАВЕ ПЕРСПЕКТИВНОГО КА
«ФОТОН-М» ИЛИ «БИОН-М»**

А.В.Даниленко, К.С.Ёлкин, С.Ц.Лягушина, С.Б.Фёдоров

(ЦНИИМАШ)

elkin@tsniimash.ru

В докладе приведены основные цели и задачи предлагаемых экспериментов с космической тросовой системой в составе перспективных КА «Бион-М» или «Фотон-М», разрабатываемых ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс».

Дано описание основных технических средств, обеспечивающих проведение космических экспериментов.

Обсуждаются возможное развитие программы экспериментов и перспективы использования тросовых систем в составе отечественных космических средств.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТРОСОВЫХ
ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТОВ ПО РЕАЛИЗАЦИИ
УПРАВЛЯЕМОЙ МИКРОГРАВИТАЦИИ В УСЛОВИЯХ
КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА**

***В.М.Кульков, Ю.Г.Егоров, С.А.Тузиков
(Московский авиационный институт)***

Представлены результаты исследований по разработке методического обеспечения проектирования и управления движением космических тросовых систем (КТС), обеспечивающих реализацию управляемого уровня микрогравитации для проведения экспериментов по космическим технологическим направлениям. Рассмотрены вопросы, связанные с формированием возможного проектного облика тросовой системы, проектной проработкой структуры и состава космического аппарата для обеспечения управляемого развертывания и функционирования КТС.

Исследовались варианты механической (на основе непроводящего троса) и электродинамической (с использованием троса-кабеля) тросовых систем с использованием, соответственно, механических и электродинамических сил для регулирования микрогравитации.

Для механической тросовой системы управление уровнем микрогравитации осуществляется за счет свертывания-развертывания тросовой системы при изменении ориентации космического аппарата.

Реализуется схема смещения центра масс и повороты относительно центра масс всей системы с обеспечением требуемых условий по уровню микрогравитации вблизи бортовой технологической установки при проведении технологических экспериментов.

Для электродинамической тросовой системы уровнем микрогравитации дополнительно можно управлять путем изменения силы тока, протекающего в тросе-кабеле.

Разработаны принципы математического моделирования процессов развертывания и функционирования орбитальной тросовой системы, реализующей управление уровнем микрогравитации.

Моделирование взаимодействия с гравитационным и геомагнитным полями механических и электродинамических тросовых систем, динамики их развертывания и свертывания, либрационного движения, предполагает последовательное уточнение математических моделей с их последующим практическим подтверждением.

Рассматривались задачи управления механической и электродинамической тросовыми системами в составе с КА для эксперимента по реализации управляемого уровня микрогравитации на орбите.

Представлены основные вопросы формирования проектного облика орбитального тросового комплекса для обеспечения реализации управляемого уровня микрогравитации на борту космического аппарата, оснащенного концевым отделяемым модулем. Анализировались программа функционирования, конструктивные и технические особенности космического аппарата с тросовой системой, обеспечивающей проведение экспериментов с управляемой микрогравитацией.

Предлагаемые конкретные варианты реализации тросовых и тросово-кабельных технологий орбитальных космических аппаратов позволяют сформировать облик тросовой системы и принципиально обеспечивают эффективность ее возможного последующего применения при проведении технологических экспериментов в условиях космического полета.

О КОНЦЕПЦИИ НАГРУЖЕННОГО СЕКЦИОНИРОВАННОГО КОСМИЧЕСКОГО ЛИФТА

Ю.А.Садов, А.Б.Нуралиева

(Институт прикладной математики им. М.В.Келдыша РАН)

sadovya@keldysh.ru, anna-nuralieva@rambler.ru

Космический лифт (КЛ) – это сооружение, обеспечивающее опорную связь с ближним космосом. Эта идея получила распространение после открытия углеродных нанотрубок, которые потенциально пригодны для создания несущего троса КЛ. Возникшая после этого конструктивная схема легла в основу современной концепции космического лифта. Основные черты этой концепции: несущая конструкция состоит из длинного, тонкого, профилированного по длине троса, расположенного вертикально, и противовеса на верхнем конце. Нижний конец закреплен на поверхности Земли. Движущиеся вдоль троса кабины обеспечивают транспортировку груза. Снабжение энергией беспроводное. Система получается относительно легкой и разумной по затратам.

Несмотря на некоторые очевидные недостатки такой конструкции, никаких предложений, существенно развивающих саму идею КЛ за прошедшие 10 лет не сделано.

В докладе описаны характерные черты новой, альтернативной концепции. Она основана на том, что задачей КЛ является не просто существование сверхдлинной конструкции, а способность выполнять полезные функции. Поэтому несущая часть лифта дополнена функциональными элементами, создающими дополнительную нагрузку. Наличие в конструкции такой нагрузки позволяет расширить ее функциональность и повысить надежность, контролируемость, управляемость и продолжительность существования. Основные черты новой концепции формулируются в предположении, что дополнительная нагрузка распределена по длине троса приблизительно равномерно. Все сооружение представляет собой последовательность однородных секций. Их форма поддерживается жесткими круговыми шпангоутами, соединенными сверхпрочными нитями. Нити перекрещиваются, как в конструкции Шуховской телевизионной башни в Москве.

Такое конструктивное исполнение существенно утяжеляет все сооружение, но делает его гораздо более реалистичным. Приведены примерные весовые характеристики такой конструкции.

Работа поддержана грантом РФФИ №10-01-00406 и грантом государственной поддержки ведущих научных школ НШ-6700.2010.1.

**ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗРАБОТКИ АВТОНОМНЫХ БОРТОВЫХ
СИСТЕМ СНИЖЕНИЯ ТЕХНОГЕННОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ РАКЕТ
КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

В.И.Трушляков, В.Ю.Куденцов

(Омский государственный технический университет)

vatrushlyakov@yandex.ru

Для решения задачи снижения техногенного воздействия отделяющихся частей (ОЧ) ракет космического назначения (РКН) на окружающую среду предлагается использование автономных бортовых систем (АБС), устанавливаемых на ОЧ ступеней РКН.

В основе реализации предлагаемого подхода лежит технология низкотемпературной газификации невыработанных жидких остатков компонентов ракетного топлива (КРТ) в топливных баках ОЧ ступеней РКН. Предлагается рассмотрение двух направлений разработки АБС. Первое направление – обеспечение газификации остатков жидких КРТ с целью их выброса в окружающее космическое пространство.

В рамках данного направления рассматриваются два научно-методических подхода:

- обеспечение полной нейтрализации жидких остатков наиболее токсичного КРТ (например, НДМГ) в топливном баке горючего на основе высокотемпературной термохимической реакции с дальнейшим выбросом нейтрализованных продуктов в окружающее пространство,
- низкотемпературная газификация жидких остатков обоих КРТ без обеспечения нейтрализации токсичности газифицированных продуктов и их выброс в окружающее пространство.

Предлагается следующее:

- орбитальные ОЧ ступени РКН остаются на орбитах, однако при этом отсутствует вероятность их взрыва,
- площади районов падения нижних ОЧ ступеней РКН сохраняются, при этом проливы КРТ на грунты практически отсутствуют.

Второе направление – использование энергетических ресурсов, заключённых в невыработанных остатках КРТ, путём их низкотемпературной газификации, для совершения манёвра с целью оперативного и контролируемого увода орбитальных ОЧ ступеней РКН с орбиты в заданные районы падения.

Для нижних ОЧ ступеней РКН – снижение площадей районов падения, а также, возможности их смещения в заданных направлениях.

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ
НИЗКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ГАЗИФИКАЦИИ ЖИДКОСТИ ПРИ
РАЗРАБОТКЕ АВТОНОМНЫХ БОРТОВЫХ СИСТЕМ РАКЕТ
КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

В.И. Трушляков, В.Ю. Куденцов

(Омский государственный технический университет)

vatrushlyakov@yandex.ru

С целью исследования процессов низкотемпературной газификации невыработанных жидких остатков компонентов ракетного топлива при разработке автономных бортовых систем снижения техногенного воздействия ракет космического назначения (РКН) на окружающую среду был спроектирован и изготовлен экспериментальный стенд (ЭС). ЭС включает в себя следующие подсистемы: систему подготовки теплоносителя (ТН); экспериментальную малую модельную установку (ЭММУ); аналого-цифровой комплекс обработки результатов измерений; соединительную и запорную арматуру.

В качестве ЭММУ для моделирования термодинамических процессов, выбрана ёмкость, имитирующая элементарный выделенный объём в реальной конструкции топливного бака РКН.

Основные идеи, положенные в основу проведения физического эксперимента, базируются на следующих положениях:

- условия взаимодействия жидкости и набегающего потока ТН, в соответствии с критериями подобия. К этому Положению относятся эксперименты, моделирующие различные начальные и граничные условия типа «зеркало», «капля», наличие силового набора и т.д.;
- условия взаимодействия капли жидкости и набегающего потока ТН с созданием условий их взаимодействия, соответствующих малым гравитационным полям при одном типе граничного условия (капельное состояние).

На данном этапе исследований в качестве модельной жидкости применялась вода. Разработано методическое обеспечение, проведены серии подготовительной и основной программ экспериментальных исследований.

Определены временные зависимости по достижению заданных экспериментальных параметров ТН. Экспериментально определены критериальные зависимости по расчёту коэффициента теплоотдачи на пластине для различных углов ввода ТН.

Для различных граничных условий выведены зависимости по изменению площади теплообмена и температуры системы «поверхность – жидкость».

АРГОННО-ВОЗДУШНАЯ СРЕДА ГЕРМООБЪЕМОМ КАК СРЕДСТВО ФИЗИОЛОГИЧЕСКОЙ И ПОЖАРНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ

Н.С.Демидова¹, М.В.Дворников², А.В.Бочков¹, З.Р.Бедретдинова¹
**(¹Московский авиационный институт, ²Государственный научно-исследовательский испытательный институт военной медицины
Министерства обороны Российской Федерации)**

b.zulfija@gmail.com

Высокая подготовка экипажей и тщательная работа инженеров и наземных служб определяют высокую надежность КА.

К наиболее неблагоприятным относятся быстротечные аварии, когда время, которым располагает экипаж для того, чтобы произвести ремонтные работы или покинуть аппарат, невелико. Поэтому средства спасения должны обеспечивать безопасность не только в любой ситуации, но и в любой момент.

Достигается это на основе основных принципов пожаробезопасности, в частности:

- разбавлением реагирующих веществ до негорючих концентраций или концентраций, не поддерживающих горение,
- масштабированием факторов возможного возгорания в СОЖ.

Создание искусственной среды на основе аргона наряду с отрицательными сторонами (масса баллонов), обладает рядом преимуществ имеет и ряд плюсов.

Аргонная среда имеет положительное влияние на человеческий организм – повышает резистентность организма к гипоксии. К тому же парциальное содержание кислорода в случае необходимости (пожарной ситуации) может быть снижено до 10 % без существенного влияния на самочувствие экипажа и выполнение работ. Наряду с этим увеличивается время падения давления в случае разгерметизации.

Произведен сравнительный анализ истечения через отверстие $d = 2,2$ см для воздушной среды и аргонно-воздушной среды (Ar – 40 %, N₂ – 40 %, O₂ – 20 %) объема 10 м³.

При разбавлении газовой смеси инертными газами (N₂, Ar) область воспламенения сужается, верхний предел снижается, а нижний возрастает. Снижается риск возникновения пожарной ситуации. Примером может служить загорание химической реакции в каталитическом реакторе. Необходимо ввести масштабы времени: масштаб времени химического превращения компонента, масштаб времени свободного объема, масштаб времени внутреннего переноса.

**ОПТИМАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ КРЫЛА МНОГОРАЗОВОГО
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТУРИСТИЧЕСКОГО КЛАССА ИЗ
ГИБРИДНОГО ПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА**

С.В.Резник, Т.Г.Агеева

(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

e-mail: sergeyreznik@bmstu.ru

Гибридные полимерные композиционные материалы (КМ) на основе стекло- и углеволокна имеют высокую удельную прочность и жесткость, умеренную стоимость и перспективны для использования в конструкциях многоэтажных космических аппаратов (МКА) туристического класса.

При оптимизации конструкции крыла МКА определялось число слоев стекло- и углепластика (СП и УП) и доля слоев с углами

укладки 0° , $\pm 45^\circ$, 90° . Определялась масса и стоимость гибридной обшивки.

Исходя из эксплуатационных условий, были введены ограничения по податливости конструкции крыла.

Многокритериальная задача проектирования оптимальной конструкции крыла из гибридного КМ заключалась в отыскании множества переменных проектирования в соответствии с анализом векторного критерия качества конструкции, включающего S скалярных функционалов, представляющих собой функции от набора заданных функциональных характеристик – массы, стоимости и податливости.

Для решения задачи оптимизации был предложен и реализован следующий алгоритм:

1. Разработана программа в Matlab, которая методом перебора всех возможных комбинаций слоев в многослойном пакете определяла его матрицу жесткости.

2. Создана конечно-элементная модель крыла в Femap и заданы нагрузки, действующие на него.

3. Организована передача данных из текстового файла, сформированного в Matlab (п. 1), в Femap при помощи, написанной на языке Visual Basic программы, выполнен расчет конечно-элементной задачи. После каждой итерации результаты (значения максимальных прогибов) записывались в новый текстовый файл.

4. Организована передача данных из текстового файла, сформированного на третьем этапе в Matlab, и вычислены значения функции приспособленности в зависимости от массы, стоимости и прогиба эталонной обшивки; за эталон принято крыло с обшивкой, выполненной полностью из СП.

5. Найден максимум функции приспособленности при помощи встроенного модуля Matlab «gatoool». Каждому вычисленному значению функции приспособленности соответствовала обшивка с определенной структурой и схемой армирования.

Отдельные результаты настоящей работы получены при финансовой поддержке по гранту РФФИ 09-08-00607а.

**СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СРЕДСТВ
ВЫВЕДЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

А.А.Борзогов

(Московский авиационный институт)

aborzonogov@list.ru

Разработка и создание средств выведения сверхлегкого класса является одной из актуальных задач современной космонавтики.

Это объясняется возрастающим спросом на выведение в околоземное космическое пространство малых космических аппаратов (МКА).

Потребность в выведении таких аппаратов требует разработки и создания носителей соответствующей размерности, облик которых может существенно отличаться от традиционных схем, применяемых в ракетостроении.

Целью данной работы является выбор схемы и основных проектных параметров перспективного носителя, выполняющего данную транспортную задачу с наибольшей эффективностью по критерию относительной массы полезного груза, проводится сравнение возможных схем летательных аппаратов (ЛА).

В работе приведена классификация ЛА в зависимости от способа старта и посадки, типа двигательных установок (ДУ), кратности использования, учитываются различные комбинации способов старта и посадки аппарата.

Тип двигательной установки существенно влияют на эффективность транспортной системы.

Кратность использования материальной части является важнейшим параметром и определяет облик разрабатываемого аппарата.

Рассматриваются многоразовые транспортные космические системы (МТКС) и одноразовые ракеты-носители с различными комбинациями ДУ.

В работе проведен анализ результатов проектно-баллистических расчетов и рассмотрено выведение полезного груза носителями различных схем. На основе этого анализа определяются основные проектные параметры ЛА по выбранному критерию эффективности.

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СИСТЕМ БПЛА С СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГОУСТАНОВКОЙ

Т.В.Тронина

*(ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К.Янгеля,
г. Днепропетровск, Украина) info@yuzhnoye.com*

В докладе проанализированы преимущества и недостатки использования искусственных спутников Земли (ИСЗ) и высотных беспилотных

летательных аппаратов (БПЛА) с солнечной энергоустановкой для задач, традиционных для ИСЗ.

Рассмотрено развитие ЛА, использующих солнечную энергию для полета, возможные области применения систем подобных БПЛА

Современная цивилизация не может обойтись без использования ИСЗ, которые применяются для передачи данных, мониторинга Земли, как навигационные системы и ретрансляторы. Основными проблемами при использовании ИСЗ являются высокая стоимость их самих и их обслуживания, большой промежуток времени от возникновения потребности в ИСЗ определенного назначения до запуска и начала эксплуатации.

Для запуска также необходим космодром. Это вынуждает создавать локальные системы передачи данных, например, сотовые системы наземного базирования. Использование для передачи данных наземных систем автономно и надежно, но для связи с труднодоступными районами, например горными, создание сотовой структуры очень дорого и часто невозможно.

Оптимальным решением может стать использование БПЛА с солнечной энергоустановкой.

Они могут запускаться с гражданских аэродромов, что позволяет осуществить проект без привлечения иностранных государств. Зона видимости не зависит от рельефа местности. Не требуют пополнения запасов топлива с земли, продолжительность их полета ограничена только ресурсом работы аппаратуры и конструкций. Используют только электрическую энергию и не загрязняют атмосферу. В случае выхода из строя могут быть быстро заменены и возвращены в эксплуатацию после ремонта или профилактической проверки. Рабочие высоты таких БПЛА – от 15 до 30 км, масса – сотни кг. Высотные БПЛА, барражирующие в заданном районе, могут использоваться для передачи данных, навигации, дистанционного зондирования Земли, топографической съемки, в качестве ретранслятора, то есть совмещать функции ИСЗ, сотовой системы и дистанционно пилотируемых летательных аппаратов.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЦИОНАЛЬНОГО СОСТАВА БЛА МАКС ДЗЗ

Д.К.Аксаментов, В.О.Гребенников, В.Ю.Пономаренко,

А.С.Свиридов, Л.А.Шаповалов, А.В.Фетисов

(ОАО «ВПК «НПО машиностроения»)

vpk@npomash.ru

В работе были исследованы:

- общие вопросы построения и функционирования многоуровневой авиационно-космической системы (МАКС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ);
- определен состав средств, непосредственно включаемых в МАКС и привлекаемых для целей МАКС функционально;
- определен уровень достижимых целевых характеристик системы ДЗЗ при переходе к многоуровневой системе зондирования, представлена расчётная модель, позволяющая, в первом приближении, оценить необходимое количество беспилотных летательных аппаратов (БЛА) в составе МАКС ДЗЗ.

В качестве определяющего параметра оценки приведён, так называемый "Коэффициент Наблюдаемости".

В рамках исследования рассмотрено три варианта размещения точек дислокации БЛА аэродромного базирования на территории Российской Федерации.

Выбор каждой точки определялся наличием взлётно-посадочной полосы, развитием инфраструктуры в данном конкретном городе, равномерностью покрытия территории Российской Федерации зонами действия БЛА, а также, потребностью территории в наблюдении.

Потребность наблюдения той или иной точки определялась в соответствии с требованиями к каждому из основных классов задач, решаемых системой МАКС ДЗЗ.

**ПРОЕКТНЫЕ РЕШЕНИЯ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ПРИ СОЗДАНИИ КА ДЗЗ И
ПОВЫШАЮЩИЕ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРОВЕДЕНИЯ
ЦЕЛЕВЫХ РАБОТ В ЛОКАЛЬНОМ РАЙОНЕ**

А.С.Свиридов

(ОАО «ВПК «НПО машиностроения»)

toxx@yandex.ru

Космические аппараты (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), являясь средством глобального обзора земной поверхности, привлекаются к решению задач наблюдения за определенными локальными районами, в которых происходит быстрое изменение обстановки. В этом случае возрастают требования по производительности съемки, оперативности доведения космической информации до потребителя, периодичности наблюдения района и другим параметрам по сравнению с обычным режимом функционирования КА. В данной работе рассматриваются проектные решения, использование которых обеспечи-

вадет повышение эффективности целевого использования КА ДЗЗ в пределах локального района. К таким решениям относятся: оптимальная для наблюдения заданного района орбита КА, тип и характеристики применяемой целевой аппаратуры, конструктивные особенности платформы, схема построения и характеристики служебных систем, алгоритмы функционирования, реализованные в бортовой вычислительной системе. Проводится сравнительный анализ вариантов решений, оценка их влияния на эффективность выполнения целевых задач, анализ результатов применения тех или иных решений на современных КА ДЗЗ и их дальнейших перспектив.

**ЧИСЛЕННОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ
РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

В.Н.Сиренко, Е.А.Коляда

*(ГП "Конструкторское бюро "Южное" им. М.К.Янгеля,
г. Днепропетровск, Украина)*

e-mail: info@yuzhnoye.com

Существует множество универсальных программ конечно-элементного анализа, для решения линейных и нелинейных, стационарных и нестационарных пространственных задач механики жидкости и газа, теплопередачи и теплообмена и многих других задач.

Моделирование и анализ в некоторых областях промышленности позволяет избежать дорогостоящих и длительных циклов разработки типа «проектирование — изготовление — испытания».

Появляется все больше возможностей определения аэродинамических характеристик с помощью современных пакетов программ, таких как ANSYS, Flow Vision и др., которые уже доказали свою эффективность и пытаются конкурировать с экспериментальными исследованиями. Для этого численное моделирование необходимо проводить с учетом всех особенностей, которые возникают при экспериментальных испытаниях.

Задача определения характеристик в аэродинамических установках состоит в подтверждении данных, полученных при численном моделировании, а также повышении их точности.

При экспериментальном определении аэродинамических характеристик ракет-носителей в аэродинамических трубах моделирование внешнего обтекания обеспечивается в случае, если внешние обводы и пространственное положение модели, а также числа Маха и Рейнольдса соответствуют натурным.

Подобие внешних обводов обеспечивается моделированием РН в соответствующем масштабе, определяемыми размерами рабочей части аэродинамической трубы.

В докладе рассмотрены некоторые проблемы, возникающие при численном и экспериментальном моделировании РКН. Рассмотрен вопрос влияния масштабирования на аэродинамические характеристики, а также точность численного моделирования.

**ПЛАНИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ДЛЯ ТЕПЛОВЫХ
ИСПЫТАНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ
МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

П.В.Просунцов

(МГТУ им.Н.Э.Баумана)

e-mail: prosuntsov@tochka.ru

Математическое моделирование процессов теплообмена в элементах системы тепловой защиты (СТЗ) невозможно без полной и достоверной информации о теплофизических свойствах применяемых материалов.

Один из наиболее перспективных и экономически эффективных подходов к исследованию теплофизических свойств материалов СТЗ состоит в использовании данных стендовых тепловых испытаний элементов СТЗ и их обработке методами обратных задач теплообмена.

Применение установок радиационного или конвективного нагрева, обеспечивающих локальное тепловое воздействие на элемент СТЗ, позволяет достичь высокого уровня температур, но процесс теплообмена в элементе СТЗ при этом будет существенно неоднородным.

Кроме того, высокопористые теплоизоляционные материалы, входящие в состав СТЗ, как правило, являются частично прозрачными.

Представлена постановка и алгоритм решения двумерной коэффициентной обратной задачи радиационно-кондуктивного теплообмена (ОЗ РКТ) предназначенной для параметрической идентификации теплофизических и оптических свойств (коэффициента теплопроводности, коэффициента поглощения и коэффициента диффузии излучения) частично прозрачных материалов СТЗ. Результаты математического моделирования, проведенные для анализа точности и устойчивости решения двумерной ОЗ РКТ, показали существенную зависимость точности ее решения от количества и координат установки датчиков температуры.

Поэтому была поставлена и решена задача планирования температурных измерений при подготовке тепловых испытаний элементов СТЗ.

Под планом измерений понимается совокупность количества и координат установки датчиков температуры обеспечивающее наилучшее, в смысле точности, решение ОЗ РКТ. За меру качества плана измерений принят детерминант нормированной информационной матрицы Фишера.

Приводятся результаты решения задачи оптимального планирования температурных измерений для различных видов тепловых испытаний элементов СТЗ.

Исследовано влияние параметров испытаний, таких как форма и размеры элемента СТЗ, условия теплового нагружения, на план измерений.

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАДИАЦИОННО-
КОНДУКТИВНОГО ТЕПЛОПЕРЕНОСА И ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ
МНОГОСЛОЙНЫХ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ**

П.В.Просунцов¹, И.А.Мокрецова²

(¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана,

²ФГУП «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов»)

irina.a.mokretsova@gmail.com

Волокнистые теплоизоляционные материалы нашли широкое применение в теплозащитных покрытиях (ТЗП) многоразовых космических аппаратов. Процесс переноса тепла в таких материалах носит сложный характер и для его описания используются математические модели радиационно-кондуктивного теплопереноса (РКТ). Повышение эффективности ТЗП, в состав которых входят волокнистые теплоизоляционные материалы, может быть достигнуто путем установки в слое волокнистого материала радиационных экранов.

В настоящей работе рассматривается многослойное ТЗП, состоящее из набора непрозрачных и частично прозрачных слоев. Сформулирована математическая модель РКТ в такой системе с учётом комбинированного характера переноса тепла и нелинейной зависимости теплофизических и оптических свойств материалов от температуры.

При этом в непрозрачных слоях перенос энергии описывается нелинейным нестационарным уравнением теплопроводности, а в слоях из частично прозрачных материалов имеет место радиационно-кондуктивный перенос тепла. Математическая модель РКТ представля-

ет собой систему из уравнений теплопроводности и переноса излучения.

Для определения оптимального количества экранов и их взаимного расположения, решается задача теплового проектирования. Определяются координаты расположения радиационных экранов при последовательном увеличении их количества. Вектор неизвестных параметров состоит из координат расположения экранов. В качестве критерия оптимизации выступает максимальное значение температуры на тыльной поверхности ТЗП, достигаемое в процессе эксплуатации. Задача оптимизации решается с использованием генетического алгоритма.

Из результатов расчета следует, что использование радиационных экранов позволяет снизить температуру на тыльной поверхности ТЗП до 140 К, при росте погонной массы на 5-17 %.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА ПАРАШЮТНЫХ СИСТЕМ НА ПРИМЕРЕ КВАЛИФИКАЦИИ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ ИТАЛЬЯНСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА "ЭКСПЕРТ"

В.Н.Комаров

(ФГУП "НИИ парашютостроения")

В соответствии с методологией проектирования парашютных систем для подтверждения надежности функционирования и прочности всех элементов ПС необходим определенный объем экспериментальной отработки.

Для проведения испытаний составляется комплексный план экспериментальной отработки (КПЭО) с последующим составлением программ для каждого вида испытаний.

Планирование, организация и проведение испытаний на всех этапах экспериментальной отработки должны учитывать следующие основные принципы: возможно более полную имитацию условий натурной эксплуатации элементов парашютной системы, планирование каждого эксперимента (серии экспериментов) с целью получения максимального объема информации, учет отечественного и зарубежного опыта по созданию и отработке аналогичных систем.

Основным критерием, определяющим принцип отработки парашютной системы, является обеспечение требуемых эксплуатационных характеристик при оптимизации материальных и временных затрат.

Экспериментальная отработка включает проведение автономных, комплексных и летных испытаний, которые, в свою очередь, могут быть исследовательскими или квалификационными.

Автономным испытаниям подвергаются все вновь создаваемые и доработанные элементы парашютной системы, а также заимствованные изделия, для которых изменены условия эксплуатации.

В процессе автономных испытаний отрабатывается конструкторская, техническая, технологическая и эксплуатационная документация. В процессе комплексных испытаний проводится проверка полноты и степени отработки комплекта конструкторской, технологической и эксплуатационной документации. Летные испытания проводятся с целью квалификации основных элементов ПС и всей ПС на соответствие требованиям технического задания. Квалификационные испытания включают: квалификацию прочности и функционирования тормозного парашюта, квалификацию прочности и функционирования основного парашюта, квалификацию ПС на соответствие эксплуатационным требованиям по вертикальной скорости снижения.

На этапе эскизного и технического проектирования был определен следующий состав парашютной системы КА "Эксперт".

Блок вытяжного парашюта состоит из вытяжного парашюта площадью $0,1 \text{ м}^2$, чехла ВП, системы зачековок, предназначенных для обеспечения заданной последовательности выхода вытяжного парашюта из чехла и его наполнения.

Блок тормозного парашюта состоит из тормозного парашюта площадью $2,5 \text{ м}^2$ с системой рифления, состоящей из двух поясов рифления и четырех пирорезаков Р12М (ТВС), камеры ТП, звена ТП, вертлюга между стропами ТП и звеном ТП, системы зачековок, предназначенных для обеспечения заданной последовательности выхода тормозного парашюта из камеры и его наполнения.

Блок основного парашюта состоит из основного парашюта площадью 135 м^2 с системой рифления, состоящей из пояса рифления и четырех пирорезаков Р7М, камеры ОП, системы зачековок, предназначенных для обеспечения заданной последовательности выхода основного парашюта из камеры и его наполнения.

Представлены планируемый и проведенный объем экспериментальной отработки ПС КА "Эксперт".

К РАСЧЕТУ УСТОЙЧИВОСТИ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ПНЕВМООБОЛОЧКИ АМОРТИЗИРУЮЩЕЙ ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМЫ

А.П.Пономарев
(ФГУП "НИИ парашютостроения")

Амортизирующая посадочная платформа состоит из верхнего и нижнего плоских оснований, между которыми расположены выполненные из прорезиненной ткани и наполненные воздухом цилиндрические оболочки. Ускорение груза на платформе, после касания ею земли, зависит, в том числе, и от статической устойчивости при осевом сжатии отдельной пневмооболочки. Ее нижний торец, опирается на неподвижное горизонтальное основание, верхний торец – на подвижное наклонное основание. При исследовании данной задачи численным методом минимизации потенциальной энергии оболочки второго порядка (геометрически нелинейный вариант метода конечных элементов) определенную трудность представляет пересчет матрицы жесткости оболочки, с целью реализации граничного условия на верхнем торце оболочки. Пусть имеется компьютерная модель симметричной относительно горизонтальной оси y половины пневмооболочки, с вертикальной осью z . Рассматриваются узлы верхнего торца, а также граничное условие плоскости. Проводится смена системы координат. Вторые производные потенциальной энергии деформации оболочки (новые коэффициенты матрицы жесткости) пересчитываются по известным старым согласно правилам дифференцирования. Процедура сокращения координат проводится для всех промежуточных узлов. Имеет место увеличение полуширины ленты компактного хранения матрицы жесткости. В заключение приводятся результаты вычисления осевой критической силы.

**ПУШЕЧНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ СИСТЕМ
АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ТОРМОЖЕНИЯ**

Л.С.Шевкиева, И.Б.Лепескин
(ГП «Конструкторское бюро «Южное» и М.К.Янгеля,
г. Днепрпетровск, Украина)
info@yuzhnoye.com

Доклад посвящен пушечным испытаниям экспериментальных систем аэродинамического торможения. В материалах доклада содержится решение следующих задач:

- выбор вариантов экспериментальных систем торможения,
- определение режимов полета опытных конструкций при пушечных испытаниях, эквивалентных штатным условиям,

– программно-методического и приборного обеспечения пушечных испытаний.

Важность этапа пушечных испытаний состоит в том, что они должны обеспечить проверку проектных решений и получение опытных данных для выбора штатного варианта системы. На основе полученных решений, разработаны программа и методика пушечных испытаний, по которым выполнены положительные пробные выстрелы. Полученные опытные данные также включены в материалы доклада, сделаны выводы, подтверждающие достаточность обоснований и целесообразность проведения пушечных испытаний.

Тема аэродинамического торможения объектов актуальна в вопросах спасения-посадки космических аппаратов.

В материалах доклада описаны варианты системы торможения, доказана эффективность применения метода пушечных испытаний, предлагаются дальнейшие пути исследования данной темы.

АНАЛИЗ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ И ИССЛЕДОВАНИЕ РЕЖИМОВ ДВИЖЕНИЯ ПЛАНЕТОХОДА ДЛЯ ПЕРЕДВИЖЕНИЯ ПО НЕБЕСНЫМ ТЕЛАМ С МАЛОЙ ГРАВИТАЦИЕЙ

***В.М.Кульков, Ю.Г.Егоров, А.М.Крайнов, С.А.Тузинов
(Московский авиационный институт)***

Представлен систематический обзор методов передвижения планетохода при условиях, отличающихся от земных по уровню гравитации, физико-механическим характеристикам грунта, рельефу поверхности. Разработана концепция альтернативного устройства на основе колесно-прыгающего движителя для перемещения полезного груза на поверхностях планет с малой гравитацией, которое обладает режимами движения с постоянным контактом с поверхностью и с циклическим контактом с поверхностью.

Показывается конструктивное исполнение такого планетохода.

Разработана математическая модель передвижения аппарата как упругого колеса с маятниковым движением массы с осевой подвеской в оси колеса. Проводится расчет энергетических затрат при движении с варьированием скорости, упругих свойств системы, свойств грунта.

Необходимость создания прыгающих машин вызвана тем, что планетоходы на основе колесного и шагающего движителей имеют ограничения по преодолению препятствий. Прыгающий робот будет иметь определенные преимущества, поскольку он лучше приспособлен к пе-

ремещениям по сложной поверхности, устойчивее к повреждениям, а также прыгающий движитель имеет преимущество перед другими движителями в снижении затрат энергии на перемещение аппарата на баллистическом участке траектории за счет отсутствия необходимости преодолевать неровности, рыхлость и сопротивление грунта.

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 энергии на передвижение и доставку аппарата к поверхности небесного тела.

ПРОЕКТ РОССИЙСКОЙ КОМАНДЫ «СЕЛЕНОХОД»:

РАЗРАБОТКА МОБИЛЬНОГО УСТРОЙСТВА

ЗАБОРА ЛУННОГО ГРУНТА

***М.И.Маленков¹, Е.В.Бродин², Н.В.Голиков², Н.Н.Дзись-Войнаровский²,
А.М.Ковалев², С.В.Кужелевский², В.Л.Кушманцев², С.В.Мальцев²,
Н.С.Романов², Д.А.Руппель², С.А.Смирнов², И.А.Соболев², А.Б.Халезов²,
А.Ю.Шаенко², Д.А.Чеснаков²***

(¹СПбГПУ, ²ООО «Селеноход», г. Москва)

selenokhod@selenokhod.com

Компания Google и фонд X PRIZE 13 сентября 2007 года объявили о начале конкурса Google Lunar X PRIZE. Согласно условиям конкурса, победителем станет команда, чей мобильный робот (луноход) совершит успешную посадку на Луну, пройдет по ее поверхности не менее 500 м и передаст на Землю видео и изображения высокой четкости. Единственным российским участником конкурса является команда «Селеноход».

Работы по проекту начались в конце 2008 года. В рамках требований конкурса и технического задания, команда «Селеноход» представляет проект малоразмерного мобильного робота – шагающего грунтозаборного устройства (ШГЗУ).

Сейчас степень проработки конструкции ШГЗУ, в которой учтен опыт реализации советских лунных и марсианских программ прошлого века, соответствует уровню эскизного проекта. Начаты работы по созданию технологического образца-демонстратора

Основная задача шагающего грунтозаборного устройства – после посадки перелетно-посадочного модуля (ППМ) на Луне, состоит в обес-

печении забора проб грунта, взятых на удалении 10 - 20 м от загрязненного пятна, доставки этих проб к ППМ и последующей разгрузки с целью их исследования бортовыми средствами модуля. Эти операции должны проводиться несколько раз, с обследованием наиболее интересных для ученых участков, в режимах автоматического управления, с минимальным участием наземных операторов.

Дополнительной задачей является победа в конкурсе Google Lunar X PRIZE, для чего, после выполнения программы научных исследований, ШГЗУ, масса которого должна быть минимальной, должен совершить переход по лунной поверхности на максимальное расстояние. На всех этапах связь с Землей предполагается обеспечивать с помощью бортовых систем перелетно-посадочного модуля. Проект выполнен по техническому заданию НПО имени С.А.Лавочкина в рамках конкурса GOOGLE LUNAR X PRIZE.

**АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРИБОРНОГО
ОТСЕКА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ
ПРИНЦИПА УПОРЯДОЧЕНИЯ**

Б.И.Савельев

(ОАО «ВПК «НПО машиностроения»)

vpk@nptomash.ru

Приборный отсек (ПО) летательного аппарата (космического аппарата, ракеты-носителя, орбитальной пилотируемой станции) является сложным техническим устройством.

В состав ПО входит корпус, приборная рама, большое число приборных блоков (десятки, сотни).

Число возможных вариантов компоновочной схемы (КС) приборного отсека даже при небольшом числе блоков составляет миллиарды и триллионы.

Разработка компоновочной схема (КС) приборного отсека «вручную» на чертежной доске связана с большими затратами времени. Решение задачи, предложенное автором, было основано на использовании принципа упорядочения.

В соответствии с этим принципом задача решалась в два этапа:

на первом этапе приборные блоки сортировались по габаритным размерам на группы крупных, средних и малых блоков;

на втором этапе осуществлялось размещение блоков на приборной раме. При этом, сначала размещались крупные блоки, затем все

остальные. Первые блоки устанавливались в центре поперечного сечения приборной рамы, остальные на его периферии.

Автоматизированное проектирование ПО было реализовано в НПО машиностроения на этапе эскизного проекта легкого космического самолета. При этом, была показана плотность компоновки на 10 % лучше по сравнению с «ручным» вариантом при затратах нескольких минут счета задачи на ЭВМ.

Результаты работы автора представлены также в научно-технических отчетах по НИР НТ-65, НТ-93, в диссертации «Выбор компоновочной схемы приборного отсека летательного аппарата с помощью ЭВМ», а также в книге Д.Н.Щеверова «Проектирование беспилотных летательных аппаратов» (издательство "Машиностроение", 1978 г.)

**КОМПЕНСАТОР ДЛЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТРУБОПРОВОДНЫХ
МАГИСТРАЛЕЙ РАКЕТЫ. СПОСОБЫ КОНТРОЛЯ ДАВЛЕНИЯ В
ЗАПРАВЛЕННЫХ ШАРОВАЛЛОНАХ РАКЕТ**

В.С.Дудников

(Днепропетровский национальный университет, Украина)

dudnikovvs@rambler.ru

Для работы в высокотемпературных средах (окислительных или восстановительных), например, в системах горячего наддува топливных баков ракеты, разработана конструкция сильфонного компенсатора, в котором для защиты сильфона от непосредственного воздействия высокотемпературного потока путем создания застойной зоны установлена гильза со сферическими поверхностями на концах, один из которых закреплен в одном из переходников, к которому приварен сильфон, при помощи гайки. Поверхности переходника гайки, соприкасающиеся со сферической поверхностью конца гильзы, выполнены коническими и допускают разворот гильзы. Другой конец гильзы скользит по внутренней цилиндрической проточке второго переходника. Возможен вариант изготовления из двух телескопических частей со сферическими поверхностями на концах, закрепленных при помощи гаек в переходниках сильфона с возможностью угловых перемещений.

Благодаря наличию двух сфер на концах гильзы и возможностью изменения их длины (при телескопическом варианте исполнения) или продольного смещения гильзы относительно одного из переходников сильфона устройство имеет возможность компенсировать угловые, ли-

нейные несоосности, возникающие при монтаже магистралей на борту ракеты, а также в процессе полета при прохождении по ней высокотемпературной среды, защищая сильфон от прямого воздействия потока. Конструкция гильзы исключает возможность повреждения сильфона изнутри. При работе с большим давлением поверх сильфона может быть натянута металлическая оплетка. Конструкция признана изобретением.

Известно широкое использование газов высокого давления в системах подачи компонентов топлива в камеру сгорания двигателей ракет различных классов, а также на борту космических летательных аппаратов. Газ находится в специальных емкостях – аккумуляторах давления, которые чаще всего выполняют в виде шаробаллонов. С целью повышения боеготовности современные ракеты хранятся с заправленными системами питания, в том числе и газовыми аккумуляторами давления. При уменьшении давления газов в аккумуляторе вследствие его негерметичности ниже минимально допустимого предела может произойти отказ в работе элементов системы питания, что приведет к аварии при пуске или полете ракеты. Поэтому очень актуальной является задача определения в любой момент эксплуатации фактического значения давления в аккумуляторе. Применяющийся в настоящее время способ контроля с помощью специальных датчиков давления требует рассоединения пневматической системы и установки дополнительных штуцеров, что снижает герметичность и надежность всей системы.

Этого недостатка лишен способ замера давления путем тензометрирования наружной поверхности емкости, который заключается в наклейке активных тензорезисторов на наружную поверхность разгруженной емкости и последующей их тарировке при подаче давления в емкость, при этом компенсационный тензорезистор наклеивают на элемент конструкции емкости, постоянно разгруженный от воздействия давления рабочей среды емкости.

Однако при длительном хранении емкости под давлением ее материал релаксирует и ползет. В этом случае тензорезистор начинает выдавать ложную информацию о величине давления рабочего тела в емкости. По мере увеличения остаточных пластических деформаций в стенке емкости тензорезистор начинает указывать на увеличение давления. За счет остаточных деформаций тензорезистор продолжает указывать на наличие давления, в то время как оно может быть уже полностью стравлено.

Предлагаются меры борьбы с указанными недостатками.

**ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЕ РУЛЕВЫЕ МАШИНКИ РАКЕТ, ОПЫТ
РАЗРАБОТКИ ВОЛНОВЫХ ПЕРЕДАЧ ДЛЯ
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

В.С.Дудников

(Днепропетровский национальный университет, Украина)

dudnikovvs@rambler.ru

Для создания управляющих сил(моментов) на ракетах используют поворот камер сгорания или их сопел с помощью рулевых машинок. Наибольшее распространение в настоящее время получили гидравлические рулевые машинки, относительный вес которых уменьшается с ростом их мощности. Они особенно эффективны на борту жидкостных ракет с турбонасосной системой подачи компонентов топлива, т.е. когда на борту имеется источник «даровой» гидравлической энергии. Весовая эффективность гидравлической рулевой машинки резко снижается для твердотопливных ракет, когда рулевая машинка является единственным потребителем гидравлической энергии.

Исследования NASA показали, что электромеханические приводы на двигателях постоянного тока с редкоземельными магнитами и мощными транзисторами по весу конкурентоспособны с существующими электрогидравлическими приводами, превосходя их по эксплуатационным и функциональным возможностям.

В последнее время в ракетно-космической технике, особенно при использовании двигателей твердого топлива, наметилась тенденция замены гидравлических приводов управления вектором тяги, аэродинамическими рулями орбитальных и маневрирующих головных частей, крылатых ракет на электромеханические приводы, питаемые от бортовых источников электропитания.

На кафедре технической механики Днепропетровского национального университета по заказу одного из ракетостроительных предприятий России был разработан, изготовлен и испытан линейный электромеханический привод рулевых поверхностей крылатой ракеты. Привод состоит из электромеханической и электронной частей.

Электромеханическая часть включает два бесконтактных моментных двигателя постоянного тока ДБМ-120-1-0.8-2, закрепленных на валу, вращательное движение которого с помощью несоосного винтового механизма преобразуется в поступательное выходного звена, фиксируемое линейным потенциометром ПОС ЗА-4.

В докладе предоставлены результаты работы автора по разработке методов расчета и конструкции волновых зубчатых передач для приводов объектов ракетно-космической техники.

Показано, что работоспособность волновых передач в значительной мере зависит от напряженно-деформированного состояния их основного элемента – гибкого тонкостенного колеса.

Разработана методика расчета прочности гибкого колеса, представленного в виде двух цилиндрических оболочек, состыкованным по параллельным кругам через упругое кольцо.

В результате анализа картины силового взаимодействия разработан ряд конструкций генераторов деформаций, не оказывающих неблагоприятного воздействия на гибкое колесо за счет обеспечения соответствия форм их контактирующих поверхностей.

С целью использования волновых передач для аэродинамических и газовых рулей объектов ракетно-космической техники разработаны конструкции передач с генераторами деформации трения качения, обладающие свойством самоторможения на обратном ходу.

Для исключения влияния точности изготовления на работоспособность (надежность самоторможения, величину углового люфта) предусмотрена индивидуальная регулировка полностью собранной передачи.

Для повышения надежности герметичности гибкого колеса его предложено выполнять многослойным в виде набора вставленных друг в друга герметичных элементов, соединенных между собой корпусом.

При таком выполнении гибкого колеса нарушение герметичности одного или нескольких элементов не приводит к потере герметичности всем колесом, пока есть хотя бы один ненарушенный слой.

Конструкция является системой с резервированием, а потому характеризуется значительным увеличением надежности.

С целью дальнейшего повышения безопасности эксплуатации многослойного гибкого колеса разработана система обнаружения и учета мест поломки, что позволяет вовремя принять соответствующие меры.

**ПРОРЫВ ГАЗОВОЙ ФАЗЫ ЧЕРЕЗ СЕТЧАТЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМЫ
ОБЕСПЕЧЕНИЯ СПЛОШНОСТИ ТОПЛИВА КОСМИЧЕСКИХ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

С.А.Давыдов, К.В.Горелова, А.В.Давыдова

*(Днепропетровский национальный университет, Украина)
gorelova-kristi@mail.ru*

При проектировании сетчатой системы обеспечения сплошности топлива предполагается, что на протяжении всего времени полета летательного аппарата вплоть до полной выработки топлива, прорыва газовой фазы через сетчатые элементы не происходит. Существующие методы расчета проектных параметров подобных систем ориентированы на оценку динамических воздействий на сетчатые элементы, которые могут быть выдержаны системой обеспечения сплошности без срыва ее штатного функционирования. Однако представляет интерес процесс прорыва газовой фазы через сетчатые элементы и функционирование системы обеспечения сплошности в этих условиях.

Функционирование системы обеспечения сплошности топлива сетчатого типа после прорыва через ее сетчатые элементы газовой фазы возникает в ситуациях, когда условия эксплуатации летательного аппарата допускают проникновение газа наддува через сетчатые элементы. Некоторые конструкции систем обеспечения сплошности предусматривают на пути движения топлива к сливной магистрали нескольких сетчатых поверхностей, через которые будет проходить газ наддува по мере опорожнения бака. Кроме того, тканые сетки, либо перфорированные пластины могут использоваться в качестве демпферов колебаний топлива. Прорыв газа через их ячейки не является признаком срыва функционирования системы обеспечения сплошности топлива.

Данная работа посвящена экспериментальному исследованию процесса проникновения газа через сетчатые элементы. На основе проведенных экспериментов и обобщения полученных результатов предлагается зависимость для определения текущего перепада давления на сетчатых элементах в условиях проникновения через них газовой фазы.

Результаты исследований могут использоваться в инженерной практике при проектировании соответствующих систем в аэрокосмической технике, а также химической промышленности.

**АНАЛИЗ ПОЛЯ ТЕМПЕРАТУР АМПУЛЫ КОНТЕЙНЕРА С
РАДИОАКТИВНЫМИ ОТХОДАМИ**

***А.В.Онуфриев, В.В.Онуфриев, С.Н.Дмитриев
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)
e-mail: onufryev@bmstu.ru***

Развитие атомной промышленности в наше время привело к накоплению большого количества радиоактивных отходов (РАО), которые необходимо утилизировать. Одним из способов утилизации РАО является способ доставки РАО в дальний космос на орбиты захоронения.

Для транспортировки радиоактивных отходов (РАО) с помощью космического аппарата (КА) на орбиты захоронения, необходим контейнер, содержащий ампулы для хранения РАО на борту космического аппарата.

Ампулы являются источником тепла, которое с помощью теплоносителя отводится к преобразователю тепла в электричество (термоэлектрическому генератору), обеспечивающему энергией электроракетную двигательную установку (ЭРДУ). КА с ЭРДУ транспортирует РАО на орбиты захоронения во внешний космос в режиме «самодоставки».

Одной из главных задач является получение и анализ поля температур для ампулы с РАО, а в последствии и для всего контейнера.

Рассмотрена тепловая задача для ампулы из контейнера с РАО.

Ампула представляет собой по внешнему контуру шестигранник. Ампула с РАО состоит из нескольких геометрических компонентов: двух цилиндрических частей и шестигранной части.

В цилиндрической части ампулы находятся РАО, которые снизу и сверху прикрыты защитными крышками, приваренными по периметру к корпусу.

Для получения поля температур ампулы контейнера с РАО и дальнейшего его анализа в пакете MSC "Nastran/Patran" была смоделирована конечно-элементная модель, представленная на рис.1, с заданным удельным тепловыделением от радиоактивных отходов.

Анализ проведенных расчетов показал, что распределение значений поля температур лежит в интервале от 330 до 500 К.

ПАНЕЛЬНЫЙ ФЛАТТЕР ПРИ НИЗКОЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ СКОРОСТИ

В.В.Веденеев

(МГУ им. М.В.Ломоносова)

vasily@vedeneev.ru

Задача о флаттере пластины в потоке газа детально исследована в предположении, что число Маха $M \gg 1$. При этом для вычисления давления, действующего на пластину, обычно используется поршневая

теория, дающая простое выражение давления через прогиб пластины. При низких числах Маха, $1 < M < 1,7$, поршневая теория неверна, а точная теория потенциального течения газа даёт сложное интегродифференциальное выражение для давления. По этой причине задача о флаттере пластин при низкой сверхзвуковой скорости исследована слабо.

Недавно с помощью асимптотического метода было обнаружено, что для пластин больших размеров при таких скоростях существует область неустойчивости, не обнаруживаемая с помощью поршневой теории, причём физический механизм перехода к неустойчивости отличается от известного ранее. Позже существование этой неустойчивости, названной одномодовым флаттером, было подтверждено экспериментально.

В настоящей работе устойчивость пластины исследуется численно для произвольных размеров пластины и широкого диапазона различных параметров. Методом Бубнова-Галёркина решается интегродифференциальное уравнение движения пластины в сверхзвуковом потоке газа. В пространстве параметров получены границы флаттера по первым шести формам колебаний пластины.

Область флаттера естественным образом разделяется на область одномодового флаттера и флаттера связанного типа ("классического" панельного флаттера). Исследовано влияние параметров на оба типа флаттера. Границы одномодового флаттера практически не зависят от плотности и давления потока газа, в то время как границы флаттера связанного типа, наоборот, существенно зависят от них.

Интересно отметить, что границы флаттера связанного типа, рассчитанные с помощью теории потенциального потока, практически совпадают с рассчитанными с помощью поршневой теории, хотя формально поршневая теория при $1 < M < 1,7$ неверна. В то же время, одномодовый флаттер при расчётах с помощью поршневой теории не существует, хотя при расчётах по теории потенциального потока он существенно увеличивает область неустойчивости.

Таким образом, аэроупругий расчёт летательных аппаратов только по поршневой теории и неучёт области одномодового флаттера может привести к накоплению усталостного повреждения и разрушению панелей обшивки в полёте.

Работа поддержана грантами РФФИ 10-01-00256 и 11-01-00034, а также НШ-4810.2010.1.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ПОД ЗАДАННУЮ СТОИМОСТЬ**А.А.Комиссаров****(Московский авиационный институт)*****Komissarov_a@rambler.ru***

В последнее время наряду с внешним заданием проектирования, возникают условия, ограничения, которые влияют на этап Формирования облика маневренного самолета (ФОМС).

В условиях рыночных отношений экономическая составляющая процесса ФОМС становится одним из определяющих факторов: при всех тактико-технических преимуществах нового самолета, если его инвестиционная и экономическая привлекательность не будут находиться на уровне, обеспечивающим как минимум безубыточную деятельность предприятия, авиапроизводитель не станет запускать проект в серию.

Это положение особо актуально в Российской Федерации, так как большинство авиапредприятий работают в основном на экспорт, поскольку государственный оборонный заказ не обеспечивает нормальное функционирование авиапроизводителя.

Целью представленной работы является разработка научно-методического обеспечения для формирования экономического облика маневренного самолета.

Основная задача – создание математической модели формирования экономического облика маневренного самолета, основанной на взаимосвязи экономических и весовых характеристик маневренного самолета для решения задачи ФОМС при заданных экономических ограничениях. На основе существующего уравнения весового баланса маневренного самолета формируется уравнение экономического баланса маневренного самолета. Используя статистические данные, находится корреляция стоимостных и весовых уравнений. Другими словами находятся весовые эквиваленты стоимости маневренного самолета. Основываясь на найденных эквивалентах, выводятся уравнения стоимости каждого элемента, выраженные через технические параметры (вес, размерность, скорость, используемые материалы). Исследования проводились на самолетах четвертого поколения, а также на образцах перспективных маневренных самолетов пятого поколения. Величина достоверности аппроксимации уравнений стоимости составила 0,984.

Разработанная математическая модель позволит решить обратную задачу проектирования при установленных экономических ограничени-

ях и распределить заданные лимиты стоимости на отдельные агрегаты планера маневренного самолета.

**НОВЫЙ КЛАСС ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ – САМОЛЕТОМОБИЛИ:
ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И КОНСТРУКЦИИ, НОРМАТИВНО-
ПРАВОВЫЕ АСПЕКТЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ**

Л.С.Раткин

(Агентство безопасности по инвестициям и бизнесу в России)

rathkeen@bk.ru

Во второй половине 2011 года ряд информационных агентств сообщил о сертификации в США нового типа транспортного средства Terrafugia Transition, которое является одновременно самолетом и автомобилем. На 2012 год намечено начало продаж первых образцов нового класса летательных аппаратов стоимостью порядка 200 тысяч долларов США. Размеры «самолетомобиля» - 2,3 м в ширину и 6 м в длину при сложенных крыльях. Автомобиль-самолет имеет задний привод и пилотируется из кабины: вместо штурвала – автомобильный руль. Для взлета необходим участок ВПП длиной 0,5 км.

Дальность полета летающего автомобиля – 787 км при максимальной скорости 185 км/ч. Среди особенностей проектирования «самолетомобиля» можно отметить необходимость учета и свмещения аэродинамических и автомобильных свойств, компьютерное моделирование режимов «полет» и «поездка», а также переключение между ними. Конструкция автомобиля-самолета, в частности, должна учитывать нагрузки, возникающие на различных участках движения и полета, и при этом соответствовать общим требованиям безопасности для транспортных средств двух классов.

Поскольку нормативно-правовое регулирование вопросов эксплуатации летательных аппаратов и автотранспортных средств существенно различается, при сертификации «самолетомобиля» был предпринят ряд законодательных инноваций. Например, Министерством транспорта США было разрешено эксплуатировать на автомобиле-самолете авиационные покрышки – ранее, согласно правилам, обусловленных, в том числе, оценками расчетных нагрузок, не допускалась установка автомобильных шин на самолеты, и самолетных шин – на автомобили. Исключение, сделанное Минтрансом США для летающего автомобиля,

не только допустило сертификацию нового класса транспортного средства, но и сформировало предпосылки для развития нового сегмента рынка инновационной продукции и услуг.

Ближайшие годы разработчики сфокусируют свои усилия на снижении стоимости «самолетомобиля» при одновременном повышении тактико-технических характеристик летающего автомобиля, например, скорости, высоте, дальности полета при обеспечении необходимых правил и норм обеспечения безопасности полета и поездки. Соответственно, необходимо внесение изменений в правила дорожного движения и правила эксплуатации воздушных судов, причем не только национальные, но и международные.

Экспорт из США автомобилей-самолетов в другие мировые регионы, который может начаться уже в ближайшие годы, обуславливает необходимость изменения программ обучения и переподготовки водителей и пилотов, в частности, в России. Потребуется разработка и принятие ряда нормативно-правовых актов, регламентирующих, в частности, порядок разработки, производства, сертификации, эксплуатации и обслуживания самолетомобилей.

Для систематизации процесса финансирования аналогичных разработок в Российской Федерации предлагаю инициирование специальной Программы создания гибридных транспортных средств амфибийного типа, объединяющей проекты, реализуемых в МГУ им. М.В.Ломоносова, МГТУ им. Н.Э.Баумана, МАИ, МАДИ и ряде других ведущих российских вузов.

В рамках Программы, в частности, целесообразно создание транспортного средства инновационного типа – самолетомобиля с возможностью взлета с водной поверхности и посадки на воду (амфибия класса «самолет-автомобиль-корабль») с гибридным двигателем.

**АНАЛИЗ МНОГОСЛОЙНОЙ ПОЛИМЕРНОЙ КОНСТРУКЦИИ
СИСТЕМЫ ИНДИВИДУАЛЬНОЙ ЗАЩИТЫ
В ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ СИТУАЦИЯХ**

Н.С.Демидова¹, М.В.Дворников², А.В.Бочков¹, З.Р.Бедретдинова¹
**(¹Московский авиационный институт, ²Государственный научно-исследовательский испытательный институт военной медицины
Министерства обороны Российской Федерации)**
b.zulfija@gmail.com

Функционирование систем индивидуальной защиты (СИЗ) включает одновременное выполнение задач разделения рабочей среды пограничными элементами и объединении процессов переноса в виде диффузии, проницаемости и мембранного потенциала. На современном этапе проектирования систем СИЗ целесообразно использовать материалы с капиллярно-пористой структурой и избирательными характеристиками по отношению к тому или иному виду воздействия (силам, возникающим внутри и снаружи системы, внутренним силам и силам, приложенным снаружи). Мембранная технология обладает отличительной характеристикой сочетающей противоречивые свойства – паропроницаемость и влагостойкость.

Проанализированы процессы тепломассопереноса в многослойной конструкции СИЗ с учетом структурной различной организации природных и искусственных полимеров. Природные волокнообразующие полимеры путем введения в состав пленочного слоя, не пропускающего воду вовнутрь, выводят скопившуюся влагу наружу, сохраняя тепло и комфортность. Одной из задач исследования явления переноса через мембрану является определение соотношений, определяющих перенос диффузией, миграцией, смачиваемостью, эффектом Сорэ для композиционных материалов.

В проницаемости, которая рассматривается не только по размерам поры, а также с электростатическим взаимодействием, гидратацией, флуктуационными полями сил Ван-дер-Ваальса. Образовавшийся локальный электрический потенциал создает миграционную составляющую в процесс переноса через мембрану, изменяющую скорость поступления исходных веществ к поверхности взаимодействия, а также скорость отвода продуктов реакции, и молекулярную ориентацию молекул поверхностного слоя. Повышение влагосодержания ослабляет межмолекулярные связи. Результаты расчетов полей концентраций, потоков и температур обобщены в критериальную форму. Критерий Марангони определяет соотношение сил поверхностного натяжения и сил вязкости.

Эффект Марангони оценивает перенос вещества из объема жидкой фазы, стимулированный градиентом поверхностного натяжения. Представлен профиль критерия Марангони по толщине мембраны вследствие действия механизмов растворимости, диффузии, капиллярного переноса и эффекта Сорэ. Его значения от границы внутрь мембраны

уменьшаются, далее стабилизируются до значений порядка $(1,5-2) \times 10^{-10}$ по толщине мембраны вследствие переноса потоком в мембране.

По результатам расчетов критерий Са (капиллярное число) в начале мембраны профиль капиллярного числа убывает отражает тенденцию изменения числа Марангони, при углублении в мембрану проявляется механизм капиллярной пропитки и профиль капиллярного числа выходит на уровень 10^{-5} , который в области малых концентраций изменяется вследствие растворимости газа в мембране (в этом диапазоне концентраций коэффициент диффузии практически постоянен), в области больших концентраций, зависит от структуры полимера (коэффициентов извилистости пор, коэффициента формы, пористости).

Определены поля концентраций и температур в модели многослойной одежды в диапазоне изменения параметров: поверхностной плотности от 100 до 400 г/м², диапазона температур от 20 до 90°С, диапазона тепловых потоков от 40 до 400 Вт/м², относительной влажности от 0,1 до 0,9.

**НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ МОРФОЛОГИИ ЧЕЛОВЕКА
ПРИ ОРГАНИЗАЦИИ ПРОСТРАНСТВА
БОЛЬШИХ КОСМИЧЕСКИХ СТАНЦИЙ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ**

Н.Л.Павлов

*(Московский архитектурный институт
(государственная академия))*

e-mail: pavlovn1@mail.ru

На новом этапе освоения космоса, при проектировании больших космических станций нового поколения установка на создание среды выживания сменяется на установку создания полноценной среды для постоянной продуктивной жизнедеятельности человека.

Морфологическая специфика человека во многом определяет его восприятие мира и, что особенно важно, те закономерности, по которым он проектирует и обустраивает пространство своей жизнедеятельности.

Обобщение, проведенное по результатам фундаментальных исследований становления и развития архитектуры, предметного мира и мира человеческих представлений о вселенной, позволяет прийти к целому ряду приведенных здесь выводов, проявляющих некоторые естественные закономерности формирования полноценной среды жизнедеятельности человека. С точки зрения общей морфологии человек существо уникальное, из всех земных животных только у челове-

ка продольная ось тела определенным образом совпадает с вертикалью. Главная ось тела человека оказывается нормалью по отношению к поверхности земли, продолжением земного радиуса, а не тангенциальной линией как у большинства животных.

Соответственно у человека особая, отличная от животных система ориентации и система взаимодействия с известными и пока что неизвестными видами полевых структур. В силу вертикального положения главной оси человеческого тела система ориентации человека оказывается ближе к системе ориентации вертикальных живых структур: деревьев, тростников, трав.

Человек единственное живое существо в природе, у которого, наряду с главной вертикальной осью доминирует фронтальное построение тела. Соответственно у человека развито фронтальное восприятие окружающего пространства и фронтальное "проектирование себя" в это пространство. Отсюда формируется построение пространства жизнедеятельности, системы изображений и системы письменности. Аналогично – построение системы проектирования: на лист бумаги, на экран и т.д. В целом человек оказывается существом "ортогональным", "прямоугольным", "квадратным".

Осваивая окружающее пространство, человек проектирует в него свою ортогональность, которую даже в абстрактной математике он объявил "прямой", "правильной", "нормальной". Утверждение этой "правильности" в окружающем пространстве легко проследить на развитии архитектуры: от круглых в плане построек - к квадратным, от квадратных - к разворачивающимся на все четыре стороны света по прямоугольным, "декартовым" координатам.

Аналогичные тенденции наблюдаются в развитии космических аппаратов.

По мере развития и усложнения структуры КА, по мере увеличения в них пространства для жизнедеятельности человека, по мере увеличения в них пространства для производных "от человека" приборов, в пространстве КА стали преобладать прямоугольные структуры вплоть до квадратных в сечении помещений, "квадратных" компоновочных приборных рам и даже "квадратных" внешне, чисто "приборных" МКА. В таком аспекте проблема "взаимодействия" круга и квадрата в структуре новейших больших КА выходит за рамки чисто технических решений и приобретает многоаспектный междисциплинарный харак-

тер. Процесс проекции человека в окружающее пространство естественно оформляется с помощью антропоморфной метрики.

В практическом плане, при современном компьютерном проектировании антропоморфную метрику можно ввести как последовательную систему проектных модулей, сохранив метрическую систему мер, как систему универсального, общепринятого математического описания, "внешнего" по отношению к самому процессу проектирования.
