

Секция 2**Летательные аппараты.
Проектирование и конструкция****ПРОГРАММА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ РАБОТ НА БАЗЕ
ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ НАНОСПУТНИКОВ СЕРИИ ТНС**

*В.М.Вишняков, А.С.Селиванов, О.Е.Хромов
(ФГУП «РНИИ КП»)*

В мире развивается направление создания технологических микро- и наноспутников. Такие сверхмалые космические аппараты (СМКА), являясь прототипами будущих «штатных» спутников, запускаются на 1-3 года раньше с целью предварительной летной отработки ключевых технологий построения СМКА. К технологическим СМКА (таким, как PROBA (ЕКА), Naxing-1 (Китай), Spheres и CubeSat (США), SNAP-1 (Англия) и др.) предъявляются меньшие требования (по сроку службы, составу выполняемых функций, объему наземной отработки и т.д.), что значительно сокращает сроки и удешевляет их создание и запуск.

Во ФГУП «РНИИ КП» проводится разработка технологических наноспутников ТНС-0 и ТНС-1, предназначенных для ускоренной летной отработки новых технологий и бортовых подсистем СМКА. Среди решаемых ими задач – опробование новых технологий управления полетом КА посредством использования глобальных телекоммуникационных систем и сетей, отработка приборов наблюдения и передачи данных ДЗЗ, миниатюризованных систем ориентации, электропитания, микро-двигательных установок и других подсистем.

В 2005 г. проведены успешные летные испытания технологического наноспутника ТНС-0 №1, запущенного «ручным» способом с борта Международной космической станции. Как показали результаты испытаний, такая технология экспериментальной отработки обеспечи-

ваает высокую надежность, простоту, регулярность запусков (до 4-5 раз в год), малые стоимости и сроки работ.

В настоящее время ФГУП «РНИИ КП» совместно с рядом российских научных организаций (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, ИЗМИРАН, НИИЯФ МГУ ФГНО «НИИ ПМЭ» и др.) формирует программу проведения научных и экспериментальных работ с использованием технологических наноспутников типа «ТНС».

Одной из задач такой программы является также выполнение образовательной программы - обучение студентов и аспирантов ВУЗов технологиям проектирования наноспутников и управления их полетом.

Данная программа задумана как долговременная и открыта для участия в ней любых отечественных и зарубежных разработчиков аппаратуры и исследователей.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ РОССИЙСКИЕ АВТОМАТИЧЕСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ МИКРОГРАВИТАЦИОННЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

А.В.Гончаров, И.А.Егорова

(Роскосмос),

К.С.Ёлкин, В.И.Лукьященко, В.В.Семенченко, Г.Р.Успенский
(ФГУП ЦНИИмаш)

В утвержденной Федеральной космической программе целью развития космических средств технологического назначения признано обеспечение проведения исследований проблем физики невесомости и космического материаловедения для совершенствования наземных технологий, разработки базовых технологий получения уникальных материалов и биопрепаратов с характеристиками, не достижимыми в земных условиях.

Приоритетными направлениями развития этих космических средств в 2006-2015 гг. являются:

– продолжение эксплуатации АКА типа «Фотон-М» (полеты КА «Фотон-М» №3 и №4), при полете которых квазистационарные остаточные ускорения будут 10^{-6} g;

– разработка свободнолетящих автоматических КА «ОКА-Т», обслуживаемых с борта МКС и обеспечивающих проведение на борту этих КА гибких программ экспериментов, включая реализацию опытно-промышленного производства отдельных материалов при остаточных ускорениях не хуже 10^{-6} g.

– после 2010 года планируется реализация проекта создания маломассогабаритных автоматических КА нового поколения «Возврат-МКА», предназначенных для проведения исследований в условиях сверхнизких уровней квазистационарных остаточных ускорений – ниже 10^{-7} g.

В докладе представлены основные характеристики перспективных автоматических КА «Фотон-М» №4 (разработка ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс»), «ОКА-Т-МКС» (разработка ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» и кооперации), «Возврат-МКА» (проектное предложение ФГУП ЦНИИ-маш).

КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА РАДИОЛОКАЦИОННОГО МОНИТОРИНГА, ОРИЕНТИРОВАННАЯ НА ПОТРЕБИТЕЛЯ

М.И. Кислицкий
(ФГУП «КБ «Арсенал»)

Космическая радиолокационная съемка – единственное средство, которое обеспечивает получение изображения земной поверхности независимо от погодных условий и освещенности Солнцем. Однако, поставляемые действующими космическими системами радиолокационные (РЛ) снимки имеют высокие цены, и поэтому недоступны для многих потребителей. В связи с этим доля РЛ-снимков в общем объеме продаж космической информации дистанционного зондирования Земли невелика и явно не соответствует их значимости для потребителей. На российском и мировом рынках существует острая потребность в недорогих космических РЛ-снимках. Ответом на нее является предлагаемый ФГУП «КБ «Арсенал» (Санкт-Петербург) проект космической системы (КС) радиолокационного мониторинга «Север».

Концепция системы «Север» ориентирована на предоставление потребителю относительно дешевых информационных продуктов и достижение самокупаемости КС. Она предусматривает создание малого космического аппарата (МКА) на основе унифицированной базовой космической платформы «Нева» с бортовым радиолокационным комплексом нового поколения L-диапазона, бортовую обработку РЛ-снимков, использование существующих наземных комплексов приема. Использование последних научно-технических достижений и оптимизация концепции КС обеспечивают возможность ее создания при относительно невысоком уровне затрат. В результате становится возможным установить существенно более низкие цены на РЛ-снимки по сравне-

нию с конкурирующими КС. Наличие бортовой обработки РЛ-снимков значительно снижает требования к аппаратуре приемных пунктов, позволяя использовать простые дешевые приемные станции. В результате существенно возрастает число потребителей РЛ-снимков и, соответственно, объем продаж.

Приведены основные положения концепции КС «Север» и технические характеристики, области применения, результаты технико-экономических оценок.

**ОПЫТ И ПЕРСПЕКТИВЫ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ РОСТО (ДОСААФ)
В КОСМИЧЕСКИХ ПРОЕКТАХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
МАЛОРАЗМЕРНЫХ КА**

Н.Н.Игнатьев

(Ассоциации космонавтики России),

А.П.Папков

(НИЛАКТ РОСТО),

О.Ю.Седых

(ЗАО КБ "Полет")

В космической деятельности все большее место занимают мало-размерные КА (МКА). В последние годы в России для реализации научно-образовательных проектов и привлечения творческой молодежи к практической космонавтике созданы студенческие МКА «Можаяец» (вес - 80 кг), «Колибри» (24 кг), «Татьяна» (32 кг), «Бауманец» (70 кг). Опыт работ по этим проектам позволил разработать космические платформы «Прозрачный мир», «Юбилейный», как базу для МКА класса нано-спутников (вес до 10 кг).

Функционально платформы с переменной целевой нагрузкой обеспечивают:

- ориентацию на базе гироскопической или гравитационной системы с точностью 0,1 – 30;
- энергопитание 10 Вт (до 50 Вт в пиковом режиме);
- навигацию с использованием GPS-системы или солнечно-земных датчиков;
- информационную линию (приемник-передатчик, командная линия, телеметрия);
- механическую систему отделения.

Система снабжается стандартной наземной станцией.

Определяющими в представленных проектах были следующие принципы:

- минимальная стоимость;
- возможность запуска различными ракетами-носителями;
- возможность изготовления и отработки на минимальных производственных площадях, в том числе в ВУЗах;
- простота эксплуатации и управления полетом.

Высокие технические и эксплуатационные характеристики, представленных космических платформ, позволяют создать на их базе наноспутники для решения широкого круга научных, образовательных и прикладных задач.

**КЛАСС СУБСПУТНИКОВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО
ОБСЛУЖИВАНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ, УНИКАЛЬНЫХ
АСТРО-ГЕОФИЗИЧЕСКИХ ИСЗ, СПУТНИКОВ СВЯЗИ И ИХ
ГРУППИРОВОК**

*В.В. Буланов, В.М. Иванов
(ФГУП ЦНИИмаш),
С.О. Фирсюк
(МАИ)*

В связи с качественным повышением сложности и стоимости тяжелых высокоресурсных спутников ставится задача их орбитального робототехнического обслуживания. К классу подобных субспутников относятся аппараты диагностики качества теплозащитной МТКК Space Shuttle, ИСЗ «Инспектор», SNAP-1, XSS-10, XSS -11, DART и др.

Объектом исследования является проблема диагностики текущего состояния космических аппаратов на орбите посредством специализированных маломассогабаритных диагностических космических аппаратов (ДКА), оснащенных системами дистанционной и контактной диагностики и имеющих возможность активного маневрирования для сближения с диагностируемым спутником.

Выработаны рекомендации по созданию подобных ДКА и их бортовым системам. Определены состав, тактико-технические и массогабаритные характеристики ДКА. Прогнозируемая общая масса ДКА оценивается в диапазоне 20-100 кг.

Аппараты такого класса смогут решать задачи по диагностике состояния низкоорбитальных ИСЗ и их группировок в составе 4-6 аппаратов, расположенных в одной орбитальной плоскости.

**ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЙ ПАРОМ «ОРБИТА
ЗЕМЛИ - ОРБИТА ЛУНЫ»**

**Ю.Г. Егоров, В.М. Кульков
(ФГНУ «ГосНИИПМЭ»)**

Осуществление лунной программы, которая положит начало промышленному освоению Луны, предполагает создание транспортной системы, включающей многофункциональный многоразовый буксир, предназначенный для транспортировки грузов между орбитами Земли и Луны. Энергодвигательная установка буксира на базе солнечной электроракетной двигательной установки обеспечивает эффективное выполнение челночных операций по маршруту «орбита Земли - орбита Луны» и обратно с минимальными затратами рабочего тела за счет высокого удельного импульса стационарных плазменных двигателей.

Для типовой схемы перелета с малой тягой определены основные проектно-баллистические характеристики. Разработаны варианты компоновочных решений и получены оценки энергомассовых характеристик электроракетного паромы.

В результате параметрических исследований показано, что при стартовой массе электроракетного паромы 12,5 т мощность энергоустановки составляет около 100 кВт, а электроракетная двигательная установка на базе стационарных плазменных двигателей имеет тягу 4 Н и удельный импульс 30 кН/(кг/с). При этом затраты рабочего тела при транспортировке груза по маршруту «орбита Земли - орбита Луны» и обратно составляют около 4 т. При «сухой массе» паромы 6 т масса полезного груза около 2,5 т.

**РЕЗУЛЬТАТЫ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТОВ НА
УСТАНОВКЕ «БИОКОНТ-АТ» НА БОРТУ КА «ФОТОН-М» №2**

**А.В.Гончаров (Роскосмос),
В.И.Абрашкин, Е.В.Черноклинова, Т.Ю.Швейкина
(ФГУП ГНП РКЦ «ЦСКБ-ПРОГРЕСС»),
К.С.Ёлкин, В.Л.Левтов, В.М.Медов, М.З.Мухоян
(ФГУП ЦНИИмаш),
Н.С.Жемчужина, Т.К.Крашенинникова, И.Н.Кофнова,
Е.В.Синчурина, Г.Л.Смоляная, А.Д.Украинцев
(ОАО «Биохиммаш»)**

На автоматическом КА «Фотон-М» № 2 в мае-июне 2005 года с использованием термостатируемого биоконтейнера БИОКОНТ-АТ проводилось изучение влияния факторов космического полета на свойства

бактериальных культур и микоризных грибов. Биоконтейнер представляет собой моноблок, содержащий нагреватель, теплоизолирующую рубашку и электронный узел. Микроорганизмы находились в чашках Петри, между которыми располагались твердотельные детекторы радиационного излучения.

Доставка материала к месту старта осуществлялась в сумке-холодильнике. С целью фиксации результатов эксперимента на месте посадки КА чашки Петри были извлечены из биоконтейнера и помещены в сумку-холодильник на время транспортировки их в лабораторию.

Для проведения эксперимента были отобраны: вегетативная бактериальная культура *Arthrobacter* sp. ОС-1 (А1) – продуцент препарата - биодегранданта нефти и культуры микоризных грибов *Cylindrocarpon radicola* Wollenweber НТН-10, *Mycelinumsterilium* ЛХ-1, *Mycelium radicis* var. Ginseng НТН-1, *Mycelium radicis* var. ledum НЖ-13 – продуценты препаратов биостимуляторов роста растений. По окончании космического эксперимента в лабораторных условиях проводили изучение культуральных, физиологических, макро- и микроморфологических свойств биообъектов. Изучение изменения свойств бактериальной культуры под воздействием в течение 16 дней факторов космического полета не выявило существенных фенотипических различий в морфологических и культуральных показателях летной и наземной бактериальных культур. Однако произошли существенные изменения физиологических свойств – ферментативной активности, т.е. способности к биодеструкции нефти и продуктов ее окисления.

Изучение влияния факторов космического полета на свойства микоризных грибных культур, показало значительное различие в культуральных, макро- и микроморфологических свойствах. С целью изучения физиологических свойств летных и наземных образцов по разработанной в ОАО «Биохиммаш» технологии на основании трех летных и восьми наземных образцов культур были получены жидкие концентрированные препараты – стимуляторы роста растений. Препараты на основе летных и наземных культур ЛХ-1 показали практически одинаковые ростостимулирующие активности для всех рабочих концентраций (0,1 – 100 ppm) при использовании семян мятлика сорта Denim. В препарате на основе летного штамма НЖ-13 отмечено увеличение длины стеблей по сравнению с контролем на 30-60%.

Анализ полученных результатов эксперимента показал для ряда культур положительное влияние факторов космического полета на функциональные характеристики микроорганизмов.

**ПОДАВЛЕНИЕ ВЗАИМОВЛИЯНИЯ КАНАЛОВ НАГРУЖЕНИЯ
ПРИ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЯХ
ЭЛЕМЕНТОВ ЛА НА ГИДРАВЛИЧЕСКИХ СТЕНДАХ НА
ПРИМЕРЕ ИСПЫТАНИЙ ФЮЗЕЛЯЖА МИ-26**

*И.В. Болотин
(МВЗ им. Миля)*

В настоящее время всё повышающиеся требования к массовой отдаче летательных аппаратов и, как следствие, к точности их испытаний, делают актуальными задачи подавления влияния одних каналов нагружения на другие при динамических испытаниях элементов ЛА, а также подавления нежелательных гармоник на отдельных каналах.

Поставлена задача провести динамические усталостные испытания хвостовой балки тяжелого вертолета Ми-26 с целью увеличения его назначенного ресурса. По условиям испытаний необходимо прикладывать нагрузки частотой 2,2 и 17,6 Гц к хвостовому редуктору в трех взаимно перпендикулярных направлениях X, Y, Z с помощью длинноходовых динамических гидроцилиндров. При этом по оси Z (поперёк направления движения вертолётa) дополнительно прикладывается статическая составляющая нагрузки, поворачивающая вертолёт. Три дополнительных статических гидроцилиндра удерживают вертолёт от поворота.

По осям Y и Z необходимо прикладывать бигармоническую нагрузку: первую (2,2 Гц) и восьмую (17,6 Гц) гармоники, а по оси X – только одну частоту 17,6 Гц. Нагрузки с частотой 2,2 Гц на оси X быть не должно. Однако из-за взаимовлияния каналов на датчик силы канала X с гидроцилиндров каналов Y и Z проходит сигнал 2,2 Гц, а также, из-за билинейного взаимовлияния, сигнал с удвоенной частотой 4,4 Гц. Ранее применялись методы адаптации, позволяющие отрабатывать ненулевой задающий сигнал с удовлетворительной точностью, однако не позволяющие подавлять значительное внешнее влияние, отрабатывая при этом нулевой задающий сигнал. В данной работе предлагается метод автоматического подавления первой гармоники сигнала взаимовлияния.

Рассмотрим канал нагружения, замкнутый ПИД-регулятором, управляющим гидроцилиндром, на определённой частоте ω . На вход ПИД-регулятора подаётся гармонический сигнал задания $u = |u| \exp(j\varphi_u)$, где $|u|$ – амплитуда сигнала, φ_u – фаза. На датчике силы рассматриваемого канала нагружения получается нагрузка $x = |x| \exp(j\varphi_x)$. Будем считать, что рассматриваемый канал влияет на себя (свой датчик силы) линей-

ным образом, т. е. $x=Wu$, где W – комплексное число. Таким образом, по первой гармонике имеем $x_1=W_1 \cdot 0+f_1$, по восьмой: $x_8=W_8 u_8+f_8$, где f_k – помехи с соседнего канала. Как показал эксперимент, в случае с испытаниями Ми-26 имеет место $|f_8| \ll |W_8 u_8|$, к тому же f_8 подавляется при адаптации u_8 , поэтому величиной f_8 мы будем пренебрегать. Алгоритм подавления сигнала f_1 состоит в следующем.

Шаг 1. Подаём в задание сигнал $u_1=0$, $u_8 \neq 0$. Из полученного сигнала отклика с датчика силы выделяем x_1 и x_8 методом интегральных свёрток, таким образом получаем оценки: $f_1=x_1$, $W_8=x_8/u_8$. Высшие гармоники практически не влияют на первую, поэтому в дальнейшем мы будем рассматривать лишь первую гармонику.

Шаг 2. Подаём в задание сигнал $u_1=-f_1$, где f_1 получено из предыдущего шага, получаем сигнал отклика x_1 , вычисляем оценку W_1 : $W_1=-x_1/f_1$.

Шаг k+1>2. Проводим адаптацию:

$$u_{1,k+1} = u_{1k} + \eta \cdot ((0 - x_{1k} + W_1 u_{1k}) / W_1 - u_{1k}) = u_{1k} - \eta x_{1k} / W_1,$$

где u_{1k} и x_{1k} – соответственно задание и отклик на предыдущем шаге, W_1 – оценка, полученная на втором шаге, η – действительное число из интервала (0;1), которое определяет скорость адаптации.

Можно показать, что алгоритм сходится к $x_1=0$ в случае, если в оценке W_1 , полученной на втором шаге, ошибка определения $\arg(W_1)$ меньше $\pi/2$. На каждом шаге необходимо проверять, что $|x_1|$ не расходится, и если расходится – возвращаться к шагу 1.

Приведённый выше алгоритм был успешно внедрён в лаборатории «Авиатест», в настоящее время с его помощью проводятся испытания хвостовой балки вертолёта Ми-26.

ДИНАМИКА ТРОСОВЫХ СИСТЕМ В ТРАЕКТОРНЫХ И ДИАГНОСТИЧЕСКИХ ОПЕРАЦИЯХ

Р.Р. Шарифуллин (МАИ)

Основополагающая математическая теория космических тросовых систем – анализ движения двух масс в гравитационном поле, связанных невесомой нерастяжимой нитью, служит первым приближением в прикладных задачах технической космонавтики, технологий использования взаимодействия движения двойной механической системы с гравитационным полем.

Отсутствие российских экспериментов ограничивает реальное внедрение тросовых технологий, способствующих развитию механических аспектов крупномасштабных орбитальных комплексов. При ис-

пользовании предположения об упругости и весомости троса возможно уточнение геометрии равновесного движения системы в гравитационном поле, динамики поведения при аналогичных энергетических уровнях натяжения, колебательного и вращательного движения.

Методы анализа развертывания и свертывания систем при определенных начальных условиях без использования ракетодинамических способов (реактивная тяга на концевых модулях) представляют практический интерес для исследования классических равновесных состояний.

Потенциально возможно решение следующих задач:

- создания спутниковых полисистем, распределенных в пространстве;
- тросового маневрирования при сходе и подъеме орбиты;
- тросовой стыковки;
- создания электромагнитодинамических систем – движителей и генераторов электроэнергии;
- антенн высокой длины волны.

РАЗВИТИЕ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ ТРОСОВЫХ СИСТЕМ

В.В.Коровин

(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

В докладе рассматриваются вопросы математического и компьютерного моделирования динамики применительно к тросовым системам на околоземной орбите. Рассматриваются связи, штатный режим которых - гравитационно-уравновешенный.

Этапы функционирования тросовой системы включают управляемое развертывание, орбитальный полет, свертывание связи или ее разделение.

Рассматриваются способы управления развертыванием связи на орбите. В современных проектах чаще используется управление натяжением троса, а развертывание осуществляется методом вертикального дрейфа. Процесс включает четыре этапа: начальный неуправляемый участок, переход к вертикальному дрейфу, вертикальный дрейф и вертикализацию связи по окончании развертывания. Закон управления силой натяжения троса использует два параметра – длину выпущенного участка и скорость выпуска. В зависимости от задачи исследования, разрабатывается математическая модель динамики лебедки, либо она может быть представлена моделью идеального регулятора, обеспечивающего заданный закон натяжения троса.

Свертывание связки возможно из гравитационно-уравновешенного состояния или либрации. Для обеспечения устойчивости процесса необходим трехпараметрический закон управления. В качестве третьего параметра может фигурировать текущий угол либрации.

При моделировании разворачивания трос часто считают невесомым. Для анализа динамики орбитального полета необходима модель весомого упруго-диссипативного троса. Концевые объекты связки моделируются материальными точками или твердыми телами. В последнем случае требуется информация об эллипсоиде инерции и координатах точки крепления троса.

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ АНАЛИЗА ДИНАМИКИ СТРУКТУРНЫХ РАСКРЫВАЮЩИХСЯ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

*В.Н. Зимин, И.М. Колосков, В.Е. Мешковский
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)*

Для решения актуальных задач по созданию больших раскрывающихся структурных космических конструкций требуется проведение научных исследований и разработок в части развития методов математического моделирования таких систем.

Большие раскрывающиеся структурные конструкции представляют собой многоэлементные системы, состоящие из десятков сотен и даже тысяч взаимосвязанных между собой элементов. Конструкции доставляются на космические орбиты в транспортном плотноупакованном состоянии и дальнейшее приведение их в рабочее состояние связано с реализацией процесса раскрытия. Обеспечение надежного раскрытия связано с решением трудных задач механики конструкций. Поэтому без применения разрабатываемых комплексных моделей по расчету процессов раскрытия складных конструкций невозможно обеспечение высоких показателей надежности функционирования проектируемой механической системы.

При создании больших структурных космических конструкций значительная роль отводится натурным экспериментам, результаты которых являются основным критерием надежности разрабатываемых конструкций. Для конструкций, функционирующих в космическом пространстве, важными факторами становятся невесомость, отсутствие или значительная разреженность атмосферы. Для воссоздания этих условий в наземных экспериментах требуются дорогостоящие стенды имитации невесомости, уникальные по размерам вакуумные камеры. Проведение

полномасштабной экспериментальной отработки таких конструкций с целью окончательной настройки и проверки их работоспособности оказывается чрезвычайно дорогостоящим делом. Поэтому вычислительный эксперимент, использующий разрабатываемые механические модели больших конструкций антенн с идентифицированными параметрами, является важным этапом проверки и обоснования функциональной пригодности проектируемой системы.

Разработанные модели позволяют исследовать процесс раскрытия конструкций, произвести оценочный прочностной расчет и сделать предварительные выводы об эффективности выбранной конструктивной силовой схемы, скорректировать значения некоторых конструктивных параметров, уточнить компоновку раскрывающейся конструкции, оценить эффективность применения тех или иных конструкционных материалов.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЭНЕРГОМАССОВЫХ ЗАТРАТ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ (СОЖ) ЭКИПАЖА ЛУННОЙ СТАНЦИИ НА БАЗЕ ЗЕМНЫХ И ЛУННЫХ РЕСУРСОВ

Н.С. Демидова, А.С. Несынова (МАИ)

Самообеспечение лунной базы – основа обитаемой станции. Параметры системы обеспечения жизнедеятельности (СОЖ), характерные для любой замкнутой системы, стандартны для обитаемой лунной станции.

Известный параметр – «коэффициент замкнутости» требует расширения для лунной базы с учетом продукции, производимой из лунного грунта (водород, гелий, кислород, метан, углекислый и угарный газы, азот). Месячные расходы массы и энергии, приходящиеся на экипаж из 4-6 космонавтов, включает постоянные (машинные системы) и переменные (расходные) компоненты. Их пропорции различны для классических космических и лунных систем с учетом достигнутого коэффициента замкнутости ($k=0,5; -0,7; -0,9$). В статье рассматриваются версии СОЖ на базе земного и комплексного (земного и лунного) материалообеспечения.

Показана целесообразность повышения доли машин и агрегатов переработки грунта при существенном снижении привозных расходных материалов при современных коэффициентах замкнутости для поддержания атмосферной среды, водообмена, использования оранжевых модулей.

**ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ НА ОСНОВЕ
ВАКУУМНО-ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ***В.А. Жуков, В.Х. Постаногов**(НПО «ТЕХНОМАШ»)*

В основе двигателя – пульсирующий вакуум. Это не тот физический вакуум, которым оперирует современная физика. Это нечто новое, но не для природы. Средний диаметр вакуума, имеющего форму полуэллипса, должен быть от 5 до 15 см., в зависимости от размеров аппарата. Вокруг вакуума в определённой конфигурации расположены ступки плазмы большой плотности, образованных на пересечениях вертикальных и горизонтальных магнитных силовых линий. Как это осуществить и как заставить вакуум пульсировать – закрытая тема. Но ступки плазмы, окружающие вакуум – это перепады плотности. Поэтому. Первый парадокс. В природе, в макро и микро мире магнитное поле образуется только при наличии пульсирующего вакуума и перепада плотностей в его окружении. Магнитное поле – первично, электрический заряд – вторичен. Вокруг вакуума создаётся магнитное поле напряжённостью в несколько десятков тысяч эрстед. Основной жгут плазмы вращается вокруг вакуума, получая ускорение от его пульсации. Стенки камеры состоят из сплава определённых химических элементов с продольным направлением магнитного поля. Пульсацией вакуума, её силой и частотой можно управлять, так же как и температурой и скоростью плазмы, которая выбрасывается во внешнюю узкую камеру, соединённую с диском. Для специалиста додуматься до вышесказанного нетрудно. Летательный аппарат должен быть в форме диска. При такой форме выброс плазменных потоков может производиться, если необходимо, или по всему периметру диска, или в отдельном секторе его. Поскольку этот процесс может быть управляем, быстрая смена секторов выброса плазмы обеспечивает резкое изменение направления движения. Далее. При такой форме аппарата легко создать вращение его, для быстрого как вертикального, так и горизонтального перемещения и, что важно, для усиления силового поля, окружающего аппарат. Но вращается только сам диск. Центральная часть аппарата с его «двигателем» и рабочая зона – стационарны. Сам диск состоит из множества т. н. «плазмотводов», диаметром от двух до четырёх см. Внутренние стенки их имеют продольное магнитное поле. На выходе, см. десять от края диска, труба должна иметь вертикальное расширение, своего рода раструб, с дальнейшим резким сужением. Чтобы плазма не вылетала спутанным бесформенным пучком, в стенках раструба магнитное поле должно быть

круговым, лучше спиральным. Это не только увеличивает скорость выброса плазмы, но и делает её узким плотным пучком, летящим на достаточное расстояние. Силовое поле вокруг аппарата состоит из магнитного поля в несколько тысяч эрстед, созданного п. вакуумом и сильнейшего электрического поля плазмы, вдоль магнитных силовых линий. Такой заслон непробиваем. Тем более, что он будет усиливаться гравитацией п. вакуума. Потому что за гравитацию отвечает п. Вакуум, а не осознанное до сих пор понятие – масса. Полёт аппарата происходит внутри замкнутого силового поля, поэтому механизм полёта понятен. Создать вакуум не трудно. Пульсирующий вакуум - это сгусток, концентрация материального времени. Да, время материально, материально информацией, которую оно несёт. Без понимания этого, создание нового типа летательного аппарата невозможно.

**РАСЧЕТ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ
КОНСТРУКЦИИ ЛА НА ЭТАПЕ ПОДГОТОВКИ ИСПЫТАНИЙ В
УСЛОВИЯХ РАДИАЦИОННО-КОНДУКТИВНОГО НАГРЕВА**

*К.П. Баслык, В.Н. Елисейев, Ф.Ф. Мосалов, Мьо Тан
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)*

При испытаниях теплонапряженных узлов конструкций летательных аппаратов (ЛА) на стендах радиационного нагрева широко используются различные источники излучения, спектр которых может существенно отличаться: галогенные лампы накаливания, газоразрядные источники излучения, концентраторы солнечной энергии и др.

Динамика процесса нагрева конструкций указанными выше источниками излучения определяется, в основном, тремя факторами: оптическими характеристиками материала конструкции, спектром падающего излучения и условиями теплообмена на граничных поверхностях. Если условия кондуктивно-конвективного теплообмена на внешних поверхностях объекта испытаний сохраняются неизменными, то его откликом на замену одних источников излучения на источники с другим спектром является изменение температурного состояния, которое полностью определяется двумя первыми факторами.

По ряду причин конвективный нагрев оболочек ЛА не удается полностью имитировать заменой его потоком излучения на стендах радиационного нагрева. В связи с этим в работе предпринята попытка исследовать возможность указанной замены на основе разработанной математической модели радиационно-кондуктивного теплообмена объекта испытаний с учетом реальных спектров источников излучения и самого

объекта, дискретного расположения источников над объектом, эффектов окрашивания нагреваемой поверхности для выравнивания поля температур и пр.

Предложенная модель расчета позволила детально исследовать динамику и механизм прогрева объекта испытаний и выявить влияние наиболее существенных факторов на его температурное состояние.

Алгоритм расчета основан на использовании метода конечных элементов и решении системы уравнений переноса излучения в замкнутой геометрической области. Сформулированы граничные условия сложного радиационно-конвективного теплообмена на нагреваемой поверхности, учитывающие различие в спектрах падающего и собственного излучений. Разработанная методика расчета может быть использована на этапе подготовки тепловых испытаний конструкции.

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ИЗМЕРЕНИЙ ТЕМПЕРАТУР ПРИ ОБТЕКАНИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ВЫСОКОСКОРОСТНЫМ ГАЗОВЫМ ПОТОКОМ

*Т.В. Боровкова, В.А. Товстоног, В.И. Томак, В.А. Чернов
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)*

При измерении температуры высокоскоростного потока газа при скоростях порядка 600 м/с с помощью термопарных датчиков возникают существенные погрешности измерений. Такие значения скорости достигаются на некоторых участках полета летательных аппаратов, а потому элементы конструкции проходят тепловые испытания в этих режимах на различных экспериментальных установках. В данной работе исследовались методические погрешности измерений термопарным датчиком температур газа на выходе из сопла газогенератора, работающего в требуемом диапазоне скоростей потока. Поскольку часто возникает необходимость проводить испытания элементов конструкций в агрессивных средах (в том числе запыленных твердыми частицами), то используются термопарные датчики, защищенные металлическим чехлом, который вносит дополнительную методическую погрешность в результаты измерений. Сравнение проводилось с показаниями термопар без чехлов. В процессе эксперимента также была поставлена задача определить, какую именно температуру измеряет термодатчик, находящийся в высокоскоростном сжимаемом потоке газа. Для этого при проведении эксперимента был использован специальный насадок, позволяющий затормозить поток в окрестности термопары с открытым спаем. Для оценки погрешности, вносимой этим термодатчиком в результаты

температурных измерений, была создана конечно-элементная модель, и определено температурное поле термопары в чехле. Для моделирования температурного поля использован пакет программ Nastran. В исследовании проведена оценка влияния на погрешность измерения температуры таких факторов как теплопроводность материала чехла термодатчика, коэффициент теплоотдачи и температура газового потока.

Результаты выполненного исследования позволяют обоснованно подойти к выбору типа датчика и скорректировать измеренные значения температуры с учетом выбранного режима испытаний.

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ИЗ ПОЛУПРОЗРАЧНЫХ МАТЕРИАЛОВ

*В.Н. Елисеев, Ф.Ф. Мосалов, В. А. Товстоног
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)*

В настоящее время в авиационной технике получают широкое распространение такие материалы как керамика и композиты. Эти материалы, в отличие от классических конструкционных материалов, являются полупрозрачными для инфракрасного излучения. Условия работы конструкций из этих материалов часто оказываются экстремальными – они испытывают воздействие высоких тепловых потоков. Чтобы правильно рассчитать температурное состояние таких конструкций, необходимо учитывать вклад переноса энергии излучением в общий процесс теплообмена.

В работе рассматривается уравнение переноса излучения и метод моментов второго порядка для его решения. Решение радиационной задачи позволяет определить объемные источники тепла в конструкции из полупрозрачного материала с учетом рассеяния, поглощения и собственного излучения. На основе радиационного решения ставится классическая нестационарная задача теплопроводности, для решения которой используется метод конечных элементов (МКЭ). В настоящее время рассматриваются одномерные модели, которые, однако, находят отражение в широком спектре конструкций.

Кроме общих вопросов в работе рассматривается применение математических моделей и разработанного программного обеспечения для исследования теплообмена в конструкции отражателя стенда радиационного нагрева, выполненного по нетрадиционной схеме. Отражатель представляет собой конструкцию, включающую слой теплоизолятора из

композиционного материала. Суть конструкции состоит в нагреве поверхности отражателя до высоких температур за короткое время и вкладе её собственного излучения в теплообмен в системе объект – излучатель – отражатель. В работе определяется температурное состояние конструкции отражателя при заданных граничных условиях: потоке падающего излучения и конвекции.

ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ГЛА С КОМБИНИРОВАННЫМИ ДВИГАТЕЛЬНЫМИ УСТАНОВКАМИ

*Д.А. Мурзин, Н.Б. Пискарева
(МАИ)*

С начала освоения космического пространства многообразие представлялась следующим этапом развития транспортных систем. Наиболее рациональным шагом в этом направлении является создание гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА), для решения военно-политических, научно-технических и экологических задач. К настоящему моменту существует множество проектов ГЛА различного назначения («Хотол», «Гиперлейн», «NASP», «Зенгер»).

В данной работе представлена постановка задачи и математическая модель, позволяющая проводить проектно-баллистический расчет гиперзвуковых летательных аппаратов и интегрировать комбинированную двигательную установку (КДУ) в силовую схему ГЛА.

В докладе рассматриваются три базовых схемы двигателей: газотурбинный двигатель (ГТД), прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) и ракетный двигатель (РД). Сочетание этих типов двигателей рассматриваются в качестве комбинированных двигательных установок.
