

Секция 2**Летательные аппараты.
Проектирование и конструкция****ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ
ДЛЯ ПИЛОТИРУЕМЫХ ПОЛЕТОВ НА МАРС**

*С.Н.Лозин, А.А.Нестеренко, В.Ю.Юрьев, В.Г.Власенко,
М.А.Махненко, Д.В.Морозов, Д.М.Федотов
Государственный космический научно-производственный Центр
им. М.В.Хруничева,
e-mail: thunder2003@mail.ru*

В рамках исследований в настоящее время рассматриваются задачи перспективной пилотируемой космонавтики, в том числе пилотируемые полеты на Марс, а конкретно - экспедиции посещения в начальной стадии пилотируемого исследования Марса.

Наряду с выбором характеристик пилотируемых средств марсианского экспедиционного комплекса, важной является задача выбора состава и характеристик средств марсианской транспортной системы, обеспечивающей выведение и транспортировку пилотируемых аппаратов к Марсу и обратно.

Реализация пилотируемой экспедиции на Марс в обозримой перспективе будет осуществляться в соответствии с концепцией, предполагающей создание на околоземной орбите марсианского экспедиционного комплекса. Доставка на орбиту модулей этого комплекса, топлива и космонавтов осуществляется с помощью средств выведения, которые являются составной частью марсианской транспортной системы. В качестве ракет-носителей для реализации марсианских пилотируемых экспедиций рассматриваются частично многоразовые ракеты-носители (МРКН) и разработанные на их базе РН сверхтяжёлого класса.

Определяющей характеристикой РН является грузоподъемность, которая определяет объемы запусков, их стоимость и сроки сборки комплекса. Рассматриваются следующие варианты: МРКН грузоподъ-

емностью до 60 т, одноразовые РН с различной грузоподъемностью в диапазоне 100 – 250 т.

В результате исследований получены предварительные рекомендации по выбору характеристик ракет-носителей (в частности, грузоподъемности) для осуществления пилотируемых марсианских экспедиций.

**КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС КОНТРОЛЯ ОКОЛОЗЕМНОГО
КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА ВБЛИЗИ ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ
И ОПТИЧЕСКИХ ТРАНЗИЕНТОВ В ДАЛЬНОМ КОСМОСЕ**

А.В.Багров¹, М.И.Кислицкий²

¹ИНАСАН, abagrov@inasan.ru

²ФГУП «КБ «Арсенал»

kbarsenal@peterlink.ru

Геостационарная орбита (ГСО) обладает уникальными свойствами, в связи с чем является весьма важной областью околоземного космического пространства. В настоящее время на ГСО функционируют ~240 космических аппаратов (КА) различного назначения. Наряду с ними на ГСО и в ее окрестностях находится ~900 КА, прекративших функционирование, а также фрагменты КА и разгонных блоков, т.е. космический мусор. Они представляют реальную угрозу для действующих КА.

Возможности современных средств слежения за объектами в районе ГСО ограничены ввиду большой дальности наблюдения. В связи с этим наблюдение малых объектов космического мусора не обеспечивается. Таким образом, задача контроля обстановки вблизи ГСО актуальна.

Эту задачу способен решить космический комплекс (КК) «Звездный патруль», предлагаемый ФГУП «КБ «Арсенал». Проект предусматривает создание малого КА (МКА) с оптико-электронным комплексом (ОЭК), видимого диапазона для слежения за ГСО и ее окрестностями.

МКА будет выведен на так называемую субгеостационарную орбиту (СГСО). Это экваториальная круговая орбита высотой ~34000 км.

Двигаясь по СГСО, МКА, за счёт разности периодов обращения на этих орбитах, будет обеспечивать наблюдение всей ГСО с периодичностью 15 суток или чаще, в зависимости от количества МКА в орбитальной группировке.

Поле зрения ОЭК МКА будет обеспечивать сканирование в направлении, перпендикулярном вектору орбитальной скорости в пре-

делах ± 120 град. За счет этого будет обеспечен контроль малых космических объектов размером от 5 см, находящихся на орбитах с наклоном от 0 до 15° .

Масса МКА ~ 300 кг. Он будет создан на основе унифицированной малой космической платформы «Нева», разрабатываемой ФГУП «КБ «Арсенал», ОЭК МКА использует малогабаритную оптико-электронную камеру со световым диаметром 15 см.

Проведенные ФГУП «КБ «Арсенал», ФГУП «ЦНИИМаш» и ИНАСАН исследования подтверждают реализуемость указанных выше тактико-технических характеристик.

КК «Звездный патруль» обеспечит эффективный контроль ГСО и прилегающего к ней околоземного космического пространства. В результате станет возможным прогнозировать сближение частиц космического мусора с действующими КА на ГСО и проводить маневры уклонения, спасая тем самым от повреждения или гибели эти дорогостоящие изделия. В случае неконтролируемого столкновения действующих КА. КК «Звездный патруль» дает возможность установить виновника столкновения.

Другой важной задачей КК «Звездный патруль» является мониторинг оптических транзиентов в дальнем космосе в интересах фундаментальной науки. В настоящее время эта задача космическими средствами не решается

Проведенные оценки показали, что КК «Звездный патруль» способен внести определенный вклад в обнаружении опасных космических тел, сближающихся с Землей.

**ПРИМЕНЕНИЕ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНЫХ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ
РН СЕМЕЙСТВА «АНГАРА» ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ЛУНЫ
Ю.Л.Кузнецов, Г.В.Семенов, А.А.Богомолов, А.Н.Зайцев
ГКНПЦ им.М.В.Хруничева**

Рассмотрен комплекс вопросов, связанный с созданием ряда кислородно-водородных разгонных блоков (РБ) для перспективных отечественных средств выведения, разрабатываемых в настоящее время ГКНПЦ им. М.В.Хруничева в рамках РН семейства «Ангара».

Показано, что на базе имеющегося в проектно-конструкторского и производственного задела, созданного в процессе разработки кислородно-водородного разгонного блока для РН тяжелого класса «Ангара-А5» и материалов Технического предложения по

средствам выведения для космодрома Восточный, целесообразно разработать ряд криогенных РБ, обеспечивающих запуск полезных нагрузок (ПН) на высокоэнергетические орбиты.

РБ имеют высокую степень унификации конструкции каркаса, ДУ и оборудования, за счет чего обеспечивается снижение стоимости разработки, производства и эксплуатации отечественных средств выведения в диапазоне грузоподъемности от 20 т до 50 т (приведенной к опорной орбите с параметрами: $H_{кр}=200$ км, наклонение 51,8 град), предназначенных для запуска ПН на геопереходную и геостационарные орбиты, а также отлетные траектории.

Наращивание энергетических возможностей ряда РБ достигается путем увеличения рабочего запаса топлива и перехода от одновидельного к двухдвигательному варианту двигательной установки (ДУ).

Рассматривается возможность использования предлагаемых вариантов РБ для решения задач исследования Луны. Приводится оценка массы ПН, выводимой на траекторию полета к Луне и орбиту искусственного спутника Луны (ИСЛ).

Сравниваются преимущества и недостатки схемы отработки тормозного импульса с помощью ДУ ПН и ДУ криогенного РБ с увеличенным ресурсом (временем активного существования). Рассмотрена возможность наращивания массы ПН, выводимой на ИСЛ без увеличения размерности РН за счет перехода от однопусковой к двухпусковой схеме полета со стыковкой РБ с ПН на низкой круговой орбите.

Показано, что применение в лунной программе двухпусковой схемы и «долгоживущего» кислородно-водородного РБ, обеспечивающего выход на окололунную орбиту с помощью криогенного двигателя, позволит увеличить на 25 % массу ПН по сравнению со схемой перелета, предусматривающей выход на окололунную орбиту ПН, например, лунного пилотируемого корабля, с помощью собственной ДУ на высококипящих компонентах.

Приводятся оценка увеличения массы конструкции РБ и потерь компонентов топлива, затрачиваемых на увеличение времени активного существования криогенного РБ с 6-7 часов, требуемых при решении задач в околоземном космическом пространстве (запуск ПН на ГПО, ГСО и отлетные траектории) до 5-6 суток, необходимых для выведения ПН на окололунную орбиту.

В части расширения круга целевых задач, решаемых с помощью криогенных РБ, делается вывод о том, что разработка «долгоживущего» варианта кислородно-водородного РБ тяжелого класса, позволит создать на его базе беспилотный транспортный корабль снабжения, необходимый для решения задач развертывания и транспортно-технического обеспечения лунной орбитальной станции.

ТРАНСПОРТНАЯ СИСТЕМА В СТРУКТУРЕ ГРУЗОПОТОКА ЗЕМЛЯ-ЛУНА

Г.В.Малышев, В.М.Кульков, Ю.Г.Егоров, С.А.Тузииков

МАИ

Решение задачи создания лунной базы требует проведения тщательного анализа, детальной отработки этапов реализации Лунной программы и ее инфраструктурных элементов. Рациональное формирование транспортной системы, обслуживающей грузопоток Земля-Луна, позволяет концептуально представить возможные пути решения базовых проблем полномасштабной программы.

Предлагается в качестве основного модуля транспортной системы использование специального межорбитального транспортного аппарата (МТА). Система рассчитана на прямые и возвратные «челночные» операции:

- орбита ИСЗ – геостационарная орбита;
- орбита ИСЗ – точка Лагранжа L_1 гравитационной системы «Земля – Луна»;
- точка Лагранжа L_1 – орбита ИСЛ с дозаправкой в точке L_1 .

Для решения задачи предлагается двухступенчатая схема.

Ракета-носитель выводит МТА с транспортируемым полезным грузом на низкую околоземную базовую орбиту. При помощи одноразового разгонного блока с двигательной установкой большой тяги осуществляется старт МТА с низкой начальной орбиты и его перевод на промежуточную орбиту. При этом возможно несколько включений двигательной установки, при двухимпульсном переходе первое включение производится в узле начальной орбиты. Второе включение выполняется в апоцентре промежуточной орбиты. Этим импульсом увеличивается радиус перицентра и окончательно устанавливается наклонение орбиты. После отделения одноразового разгонного блока, с помощью электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) малой тяги МТА переводится на геостационарную орбиту, в точку либрации L_1 или орбиту ис-

кусственного спутника Луны (ИСЛ). Траектория движения представляет собой многовитковую спираль с медленно меняющимися оскулирующими элементами. При перелете на орбиту ИСЛ осуществляется дозаправка МТА в точке L_1 за счет использования возможностей размещенной там стационарной космической орбитальной базы обслуживания и заправки, являющейся ключевым элементом инфраструктуры при реализации Лунной программы.

Перелет с низкой орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ) на промежуточную высокоэллиптическую околоземную орбиту с помощью одноразового разгонного блока с двигателем большой тяги приводит к сокращению длительности циклов транспортировки и уменьшению времени пребывания в радиационных поясах Земли, а также к повышению ресурса энергодвигательной установки и увеличению количества циклов использования межорбитального транспортного аппарата при выполнении регулярных транспортных операций.

В качестве промежуточной монтажной орбиты для всех вариантов схем перелета на орбиту назначения эффективным может быть использование суточной орбиты с параметрами: наклоном $\sim 63^\circ$, аргументом перигея $\sim 0^\circ$, высотой перигея ~ 500 км и высотой апогея ~ 71250 км, что облегчает проведение операций по монтажу полезных грузов, стыковке МТА с одноразовым разгонным блоком, дозаправки МТА рабочим телом. Если широта перигея $\sim 0^\circ$ соответствует положению линии апсид в экваториальной плоскости, облегчаются перелеты на геостационарную орбиту, в точку либрации гравитационной системы "Земля - Луна" L_1 и на орбиту искусственного спутника Луны. При наклоне орбиты $\sim 63^\circ$ линия апсид не меняет своего положения из-за возмущений перигея промежуточной орбиты.

Перевод МТА на промежуточную высокоэллиптическую околоземную орбиту разгонным блоком с двигательной установкой большой тяги требует затрат характеристической скорости порядка 2800 м/с.

Возвращение МТА после отделения полезного груза на рабочей орбите назначения осуществляется на промежуточную высокоэллиптическую околоземную орбиту, которая используется в последующем в качестве начальной для повторения циклов транспортировки полезных грузов на орбиту назначения с предварительным задействованием каждый раз нового одноразового ракетного модуля с двигательной установкой большой тяги, выводимого на низкую базовую орбиту ИСЗ вместе с новой полезной нагрузкой.

Выбор оптимальных соотношений характеристических скоростей по ступеням и характеристик электроракетной двигательной установки малой тяги обеспечивает максимальное значение массы полезной нагрузки, выводимой на орбиту назначения.

Как показывают проведенные расчеты, многоразовый МТА позволяет довести полезную нагрузку, выводимую на геостационарную орбиту, до 5,6-6,2 т. Для случая выведения полезной нагрузки на орбиту ИСЛ, одноразовая жидкостная система обеспечивает доставку около 4,2 т против 3,6-5,4 т – для случая использования многоразового МТА в рассматриваемых схемах осуществления транспортных операций.

Мощность ЭРДУ может определяться оптимальным образом по критерию максимума массы полезной нагрузки при данном значении показателя массового совершенства с использованием возможного ограничения на габаритные характеристики солнечных батарей. Выбор определяющей величины – времени перелета t_n можно сделать путем компромисса между величиной массы полезной нагрузки и продолжительностью перелета с учетом различных факторов, в том числе, располагаемого ресурса двигательной установки.

ТРОСОВЫЕ ЭЛЕКТРОМАГНИТОДИНАМИЧЕСКИЕ МОДУЛИ В ЗАДАЧАХ ОКОЛОЗЕМНОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ

Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Шарифуллин Р.Р.
МАИ

Создание тросовых электромагнитодинамических модулей (ТЭМ) в структуре масштабных целевых ИСЗ или автономных тросовых электромагнитодинамических буксиров (ТЭМБ) является качественным обновлением арсенала низкоорбитальных систем. Такие аппараты одновременно являются электрогенераторами, интегрируемыми с основными системами ИСЗ.

Рассматриваются задачи:

- базовый ИСЗ – спутник на тросовой связи в процессах развертывания, либрационного движения, свертывания;
- тросовый маневр концевых масс при разделении с начальными условиями вертикализации или либрационных колебаний различной амплитуды;

– тросовая стыковка двух тяжелых ИСЗ через посредство пары малых привязных субспутников, обладающих собственной стыко-вочной энергетикой.

Представлена проблематика электромагнитодинамического мало-расходного тросово-кабельного маневрирования низко - (средне) орбитальных систем.

Сформирована база обновления класса долгоживущих низко-орбитальных ИСЗ научно-прикладного назначения. Найдены диапазоны конструктивных параметров для низкоорбитальных комплексов (высоты орбит 200 – 450 км).

Разработана концепция и программы периферийной стыковки больших орбитальных систем через посредство малых привязных субспутников, отделяемых от базовых аппаратов, движущихся в соответствии с тросовыми технологиями, сближающихся, стыкуемых, образующих единую связку базовых аппаратов, стягиваемых за счет смотки единого троса по разработанным программам.

Показаны преимущества по эффективности электромагнитодинамических систем по сравнению с системами поддержания околоземных орбит за счет высокоэнергетических систем малой тяги (по расходу рабочего тела в 15 раз, по энергопотреблению в 2 раза).

АНАЛИЗ ПРОЕКТОВ И КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ СОВЕРШЕНСТВО МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ТУРИСТИЧЕСКОГО КЛАССА

С.В. Резник, Т.Г. Агеева
МГТУ им. Н.Э. Баумана,
E-mail: sreznik@bmstu.ru

Одна из важных тенденций развития техники космических полетов заключается в продолжающемся поиске рационального сочетания одноразовых и многоразовых элементов силовых и теплозащитных конструкций. Эффективность первого поколения многоразовых космических аппаратов (МКА) типа Space Shuttle оказалась заметно ниже расчетной из-за неполной загрузки, больших затрат на ремонт и обслуживание, малого ресурса отдельных блоков, но это не стало препятствием к разработке многочисленных новых проектов МКА, в том числе

предназначенных для космического туризма. МКА туристического класса должны обладать исключительно высокой надежностью, обеспечивать комфортные условия для жизнедеятельности, их двигатели должны работать на экологически чистых компонентах топлива. Ресурс таких МКА должен превышать ресурс, заложенный для первого поколения МКА (100 полетов). Удовлетворение всем перечисленным требованиям представляет собой сложную научно-техническую проблему.

В работе представлен краткий анализ проектов МКА прошлых лет и перспективных в рамках классификации по назначению (боевые, транспортные, исследовательские, туристического класса), особенностям траектории (суборбитальные/орбитальные), компоновочной схеме носителя (одноступенчатые/многоступенчатые, пакетная/танDEMная, крылатые/бескрылые), двигательным установкам (ракетные на жидком, твердом топливе, гибридные/комбинированные – ракетные + воздушно-реактивные или воздушно-прямоточные), типу возвращаемого аппарата (крылатый, с несущим корпусом, капсульного типа), способам запуска (наземный/воздушный старт) и посадки (по баллистической траектории/по самолетному). Выделены проекты МКА, рассчитанные на полет шести и более человек. Отмечено все более широкое применение в конструкциях композиционных материалов (КМ). Для силовых конструкций предпочтение отдается углеродсодержащим КМ, таким как углепластики и углерод-углеродные и углерод-керамические материалы. Отмечается, что уровень тепловых нагрузок для ряда суборбитальных МКА позволяет обойтись без применения специальной тепловой защиты силовых конструкций за счет использования КМ на карбонизирующихся термостойких связующих.

На начальных этапах разработки возникает необходимость сравнения заложенных в проект параметров с аналогичными параметрами для других МКА. Авторами представлены обобщенные данные об относительных параметрах, характеризующих конструктивно-технологическое совершенство МКА, полученные в результате обработки информации, почерпнутой из литературных источников. Отмечены затруднения в получении достоверной информации по всем рассмотренным проектам МКА.

Отдельные результаты настоящей работы получены при финансовой поддержке по гранту РФФИ 09-08-00607а и по проекту № 2.1.2/5865 Аналитической ведомственной целевой программы Минобрнауки РФ «Развитие научного потенциала высшей школы (2009-2010 годы)».

**РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ «МЯГКОЙ» ВСТРЕЧИ НА ОРБИТЕ
С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДОВ ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ**

Ю.А.Цуриков, Е.В.Ермолович

Государственный Космический Научно-производственный

Центр им. М.В. Хруничева

Встреча космических объектов на орбите с последующей стыковкой представляет собой одну из важнейших операций в космосе. Принципиальным отличием рассматриваемой задачи является тот факт, что в ней рассматривается стыковка не кооперируемых объектов. Это существенно расширяет возможности встречи и стыковки объектов в космосе.

Основными этапами этой операции являются:

- дальнейшее наведение (на расстоянии от 25 до 1 км),
- ближнее наведение (с расстояния 1 км до 200 м.),
- участок зависания. (для оценки параметров относительной ориентации КА и выработки команды на продолжение или прекращение стыковки),
 - причаливание (с расстояния 200 м начинается вход в конус),
 - соединение и механический захват происходит при скорости приблизительно 0.11 м/с (от 0 м/с до 0,3 м/с); производится стыковка.

Этот процесс очень сложен в реализации и требует высокую точность выведения КА в зону встречи, в связи с этим для решения задачи предлагается применить методы терминального управления. Здесь под операцией «мягкой» встречи понимается выведение объектов в некоторую относительно малую область космического пространства, сближение объектов без осуществления между ними физического контакта. Так же встреча может осуществляться с воображаемым «виртуальным» твердым телом (ВТТ), находящимся в заданной точке на орбите. Требуется для таких задач как:

- инспекция орбитальных объектов,
- «расчистка» геоцентрических орбит, устранение из космического пространства потенциально опасных объектов.

Для решения задач, в которых необходим физический контакт, таких как:

- ремонт и замена на орбите вышедших из строя спутников;
- заправка топливом;
- сборка в космосе крупногабаритных систем и космических аппаратов.

Разрабатываются новые стыковочные узлы, работающие на других принципах сцепки. Это магнитные защелки или стыковочный механизм штырькового типа. Они гораздо легче, чем уже существующие стыковочные узлы. В этом случае можно решить не только задачу «мягкой» встречи, но и непосредственно стыковку КА. Новые навигационные приборы и датчики, оптические визиры и дальномеры увеличивают надежность и точность измерений, но за счет узконаправленного действия требуют увеличения точности ориентации объекта в пространстве. Все эти технологии требуют и новых подходов, к синтезу алгоритмов управления позволяющих осуществлять более точное наведение.

ВЛИЯНИЕ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НА ДИНАМИКУ ДЕСАНТИРОВАНИЯ

С.А.Короткий, korotkiy.sergey@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Актуальной задачей проектирования аэрокосмических систем с воздушным стартом ракеты космического назначения из самолета носителя, является расчет динамики конструкции под действием нестационарных аэродинамических нагрузок, возникающих в процессе десантирования. В том случае, когда старт ракеты-носителя осуществляется из грузового отсека самолета носителя, необходимо исследовать динамику взаимодействия ракеты-носителя с дозвуковым потоком за фюзеляжем самолета при интенсивном вихреобразовании. Это вихреобразование имеет нестационарный характер и существенно зависит от проектных параметров аэрокосмической системы и деформаций аппарата. Таким образом, возникает связанная задача аэроупругости.

Для расчета колебаний, ракета-носитель моделируется упругомассовой моделью с сосредоточенными массами и балочными элементами между ними. Для расчета нестационарных аэродинамических нагрузок с учетом интенсивного вихреобразования применяется бессеточный метод вихревых элементов (Vortex Element Method).

В данной работе приводятся результаты сравнения компьютерного моделирования динамики процесса десантирования ракеты-носителя с учетом и без учета интенсивного вихреобразования, возникающего за фюзеляжем самолета-носителя.

Даны оценки влияния проектных параметров на динамику упругой оси ракеты-носителя. Показано, что вихревой след может оказывать как

стабилизирующее, так и дестабилизирующее влияние на динамику процесса десантирования.

Работа поддержана грантом РФФИ 09-08-00657-а.

**РАЗРАБОТКА ГРУЗОВЫХ ПЛАНИРУЮЩИХ ПАРАШЮТОВ
ДЛЯ МЯГКОЙ УПРАВЛЯЕМОЙ ПОСАДКИ АППАРАТОВ КОСМИЧЕСКОЙ
ТЕМАТИКИ**

Д.О. Ахмеров¹, А.Н. Бабкин¹, А.Г. Васильченко²

¹ОАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королева»

²ФГУП «НИИ парашютостроения»

Управляемые планирующие парашютные системы (УППС) стали разрабатываться в интересах решения проблемы посадки пилотируемых космических кораблей (КК). Одним из первых реализованных за рубежом проектов был проект, разработанный в 1968-70 гг. исследовательским центром NASA Langley. Результаты экспериментальных летных испытаний подтвердили возможность создания однооболочкового парашюта-крыла площадью 372 м² для объектов массой 1,32÷2,72 т, ввода его на больших скоростях полета при скоростном напоре от 196 до 488 кг/м² и обеспечения управляемого планирующего полета с аэродинамическим качеством от 2,5 до 2,7. Путевое управление крылом обеспечивало скорость разворота до 40 град/с при удельной нагрузке на крыло 6,1 кг/м² и 53 °/с при удельной нагрузке 7,32 кг/м². Использование многоступенчатой системы рифления парашюта-крыла позволило ограничить уровень перегрузок при наполнении до 3,0÷3,5 ед. Вес экспериментального образца этого парашюта-крыла составлял 168 кг, что составляет 9,3 % от массы спускаемого аппарата (1,8 т).

Успехи, достигнутые в 70-х годах при разработках двухоболочковых планирующих парашютов, а именно подтверждение возможности более широкого диапазона изменения аэродинамического качества двухоболочкового парашюта-крыла по сравнению с однооболочковым крылом и возможность осуществления динамического торможения (динамического подрыва), определили в дальнейшем выбор двухоболочковых планирующих парашютов для решения задач по практическому применению УППС.

Решением задач дистанционного и автоматического управления и наведения планирующего парашюта занимались ЦАГИ, ГОС НИИ авиационных систем, МАИ, ЦНИИ химии и механики (г. Москва).

Были созданы планирующие парашютные системы для грузов

100÷500 кг (парашюты ПО-9 серии 7 и ПО-300), разработаны образцы парашютных систем для оценки возможности создания УПГС грузов полетной массой до 1000 кг и более. Экспериментальные образцы систем управления были разработаны МАИ по заданию НИИ парашютостроения. В начале 90-х годов были разработаны системы управления (БУП-100 и БУП-500), которые применялись при проведении исследовательских испытаний парашютных систем типа ПО-300 и ПО-1000, разрабатывались схемы ввода этих парашютов и проводилась проверка функционирования на управляемых режимах снижения. Были проведены демонстрационные полеты УПГС с парашютом ПО-1000 с грузом 800-900 кг и радиокомандной системой управления разработки МАИ.

В НИИ парашютостроения был разработан планирующий парашют площадью 250 м² для контейнера полетной массой 2÷2.5 т. Парашютная система состояла из основной парашютной системы с планирующим куполом площадью 250 м², тормозного парашюта площадью 60 м² и запасной парашютной системы с куполом основного парашюта площадью 590 м² (ЗСП корабля "Союз").

Парашютная система должна обеспечивать: десантирование груза из самолета Ил-76 на скоростях полета 300...400 км/ч в диапазоне высот 1000 ... 8000 м; управляемый планирующий спуск с аэродинамическим качеством до 2,5; установившуюся скорость снижения 6,0...7,5 м/с неуправляемого планирующего спуска при K=2,0; снижение на запасной ПС с установившейся скоростью 9,5±1,5 м/с.

Масса экспериментального образца такой парашютной системы не превышает 240 кг, объем 0,525 м³. Масса парашютной системы составляет ~9,5 % массы десантируемого груза.

Проводимые исследования применения УПГС в космонавтике осуществляются по этапам. Сначала изготавливается и исследуется модель ПП размером 1 м². Модель можно проверить в АДТ и в реальном автоматическом полете на небольших грузах 10...20 кг. Далее модель ПП размером 1 м² превращается в отправной пункт новой конструкторской разработки. После нее уже можно делать людской ПП 10...20 м², который может проверить парашютист в реальном полете. Дальше делают ГПП 250...300 м² на груз 3...4 т (это масса КА «Союз»). И, наконец, востребованный сейчас ГПП 800...900 м². В США он разрабатывался для системы посадки КА X-38 (но не применялся). На таком ГПП теоретически можно приземлять уже КА нового поколения.

**АНАЛИЗ СХЕМЫ «ВОЗДУШНЫЙ КРАН»
ДЛЯ МНОГОРАЗОВОГО ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА**

Н.С.Васильев, e-mail: kvas-usb@yandex.ru

Г.А.Щеглов, e-mail: georg@energomen.ru

МГТУ им. Н.Э.Баумана

В настоящее время перед странами-лидерами космической отрасли встает вопрос создания нового пилотируемого космического аппарата повышенной грузоподъемности, способного доставлять на МКС экипаж до шести человек и груз массой до полутонны. При этом важнейшей задачей является выбор технического решения для обеспечения мягкой посадки спускаемого аппарата большой массы. Предлагается использовать парашютную систему с посадкой на воду («Орион», США) или реактивную систему торможения с посадкой на амортизаторы, в которой двигатели расположены на днище аппарата (ППТС, Россия). Также известно, что для посадки на Марс тяжелого марсохода MSL “Curiosity” будет использована схема «воздушный кран» (“Sky Crane”), в которой реактивная система торможения осуществляет зависание над поверхностью планеты, а спуск тяжелого груза на поверхность осуществляется на тросах, подобно тому, как опускают груз с вертолета на режиме зависания.

Авторы доклада рассматривают возможность применения схемы «воздушный кран» для мягкой посадки тяжелого спускаемого аппарата (СА) на Землю. СА состоит из многоразовой возвращаемой капсулы (ВК) и одноразовой тормозной ступени (ТС), на которой размещены РДТТ торможения. При посадке РДТТ ТС обеспечивают гашение скорости и зависание СА на высоте 4-10 м над поверхностью. Спуск ВК на Землю осуществляется при помощи лебедок на тросах. После посадки тросы разрываются и ТС уводится при помощи РДТТ на безопасное расстояние.

Показано, что схема «воздушный кран», несмотря на свою относительную сложность, обладает несколькими важными достоинствами. Имеется возможность с высокой точностью контролировать скорость снижения ВК и обеспечить практически нулевую скорость при касании грунта за счет управления разматыванием тросов. Это делает возможным мягкую посадку на различные виды грунта и воду. СА оказывается устойчив при посадке, причем запас устойчивости увеличивается по мере спуска ВК. Исключается эрозия грунта под днищем капсулы и газодинамические эффекты способные нарушить устойчивость СА. Лобовой щит СА оказывается свободен от люков системы амортизации и

сопел тормозных двигателей, что позволит использовать более простую и легкую конструкцию теплозащиты.

Представлены результаты численного моделирования динамики посадки СА по предлагаемой схеме. Получены оценки массы СА и составляющих его частей. Получены значения перегрузок, действующих на аппарат на этапе спуска. Показана возможность применения системы управления лебедками для парирования случайных возмущений при спуске ВК.

КОМПЬЮТЕРНАЯ МОДЕЛЬ РАСКРЫТИЯ ПАРАШЮТА ПРИ ПЛОСКОМ ПОТЕНЦИАЛЬНОМ ОБТЕКАНИИ

А.П.Пономарев

ФГУП «НИИ Парашютостроения»

Раскрытие парашюта представляет собой ответственный этап работы, характеризуемый множеством параметров. Здесь и максимальное воздействие (пиковая нагрузка) на стропы, которое соответствует полностью раскрытому парашюту, и прочность купола, которая проверяется на более ранней стадии - при наполнении до "критического" радиуса. Известно, например, как "долго" тянется время в спускаемом отсеке между вводом в действие парашютной системы и раскрытием. Необходимо иметь более точные расчетные оценки этих параметров. Существующие методики расчета либо базируются на испытаниях аналогов с последующим распространением результатов измерений на натурные изделия, либо используют простые расчетные схемы, построенные, скажем, на основе баланса объема воздуха, поступающего через горловину купола.

В основу настоящей расчетной схемы положено плоское симметричное потенциальное обтекание несжимаемой жидкостью контура, состоящего из двух шарнирно соединенных симметричных отрезков, представляющих купол. Решение определяется через известное комплекснозначное конформное отображение полуплоскости с вырезанным отрезком на полуплоскость. Для нахождения сопряженной гармонической функции используется интеграл Шварца. Механическая система, состоящая из купола, строп и точечного спускаемого груза имеет две степени свободы: расстояние, пройденное вершиной купола вниз, и угол раскрытия, определяющий наклон отрезка контура к вертикальной оси симметрии. Движение системы описывается уравнениями Лагранжа второго рода, для которых вычислялись кинетическая энергия груза, силовая функция, а также кинетическая энергии жидкости в виде квад-

ратичной формы от обобщенных скоростей с коэффициентами присоединенных масс.

Исследовалось полученное численно движение системы, начальные условия которого соответствуют куполу, вытянутому вдоль потока, при конструктивных параметрах, варьирувавшихся в широких пределах. Для типичного решения на начальном этапе происходит раскрытие парашюта, а именно, увеличение с возрастающей скоростью угла раскрытия. Затем движение переходит в колебания с возрастающей частотой относительно значения угла раскрытия 90° . Обсуждаются другие параметры.

ФЕНОМЕНОЛОГИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТЕКСТИЛЬНЫХ МАТЕРИАЛОВ В МЯГКОБОЛОЧЕЧНЫХ ИНЖЕНЕРНЫХ КОНСТРУКЦИЯХ

А.Г.Васильченко¹, А.Н.Свириденко²

¹*ФГУП «НИИ парашютостроения»,*

²*ЦНТУ «Динамика»*

Стропы, шнуры, и ткань (что называется текстильными материалами), в последнее время широко применяются для инженерных конструкций в различных отраслях авиации и космонавтики (мягкая посадка грузов, в том числе КА, на парашютах, транспортировка грузов на мягких звеньях, прикрепленных к внешней подвеске вертолетов, дирижаблестроение), что обусловлено их высокими эксплуатационными характеристиками: высокой прочностью, эластичностью, малым удельным весом, способностью противостоять воздействию светопогоды и другим эксплуатационным факторам. Парашютные системы, появившиеся в начале 20 века, являются наиболее известным, и, что важно, наукоемким, примером так называемых инженерных мягкоболочечных тканевых конструкций. Другие примеры таких конструкций – паруса, используемые человеком тысячи лет и мягкие строительные конструкции (тенты, надувные ангары), получившие широкое развитие в современную эпоху, которые стали подвергаться научному анализу лишь во второй половине 20 века. Тем не менее, математические модели, разработанные в парашютостроении (в частности модели текстильных материалов), могут успешно транспонироваться на прочие мягкоболочечные инженерные конструкции.

В докладе описана разработанная авторами феноменологическая (т.е. основанная на наблюдении явления; в данном случае - на экспериментальных данных) модель упругих характеристик текстильных синтетических материалов. Предлагается достаточно универсальный способ математического описания особенностей деформирования текстильных материалов (нелинейность, упругий гистерезис, упрочнение при увеличении скорости приложения нагрузки). Количественная оценка точности математической модели дана на примере текстильных изделий из материала СВМ.

**АВТОМАТИЗАЦИЯ РАСЧЕТА НА ЭВМ ФОРМООБРАЗОВАНИЯ,
НАПРЯЖЕННО ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ (НДС)
И ПРОЧНОСТИ ПАРАШЮТОВ РАЗЛИЧНЫХ
РАСКРОЙНЫХ ФОРМ**

С.В.Леонов

ФГУП «НИИ парашютостроения»

В настоящее время для спасения практически всех космических объектов, возвращаемых из космоса на Землю, применяются парашютные системы (ПС). При этом к ним предъявляются чрезвычайно жесткие требования по массе и объему. Масса и, соответственно объем ПС, зависят от номенклатуры применяемых текстильных материалов и прочности элементов ПС, определяемой расчетным путем в зависимости от действующих нагрузок. В связи с этим наблюдаются два пути уменьшения массы ПС:

- разработка новых текстильных материалов с большей удельной разрывной нагрузкой (кгс/(г/м)),
- совершенствование методов расчета нагрузок и прочности ПС.

Предлагается методика подхода к расчету прочности ПС.

В настоящее время при проектировании парашютной техники применяются два метода оценки прочности: интегральный (метод сечений) и локальный. В интегральном методе оценивается прочность в расчетных сечениях: по стропам, в горизонтальном и вертикальном сечениях купола. При применении локального метода оценивается прочность отдельных силовых элементов конструкции парашюта: лент каркаса, лент (шнуров) строп и ткани. Финалом оценки прочности парашюта является оценка его запасов прочности. Оценка прочности пара-

шюта локальным методом состоит из двух этапов. На первом этапе определяется форма и напряженное деформированное состояние (НДС) парашюта, соответствующее расчетной нагрузке в коуше парашюта. Выходными данными этого этапа являются натяжения в рассматриваемых элементах конструкции парашюта: лентах, шнурах и ткани. На втором этапе оцениваются запасы прочности рассматриваемых элементов парашюта. Для решения этих задач в НИИ парашютостроения разрабатывается программный комплекс, который позволяет:

1. Подготовить расчетную схему парашюта:

- задавать расчетную схему парашютов трех основных раскройных форм (круглую с радиально-кольцевым каркасом, квадратную (прямоугольную), крестообразную);
- задавать элементам конструкции (тканям, лентам каркаса, стропам) материалы из базы данных, характеристики которых используются при расчете НДС;
- задавать конструктивную проницаемость купола (отверстия, щели);
- изменять конструкцию каркаса путем удаления и вставки отдельных его элементов;
- изменять размеры конструктивных элементов (элементов каркаса, строп);
- вставлять и удалять стропы в узлах расчетной сетки;
- изменять координат узлов расчетной сетки.

2. Рассчитать форму и НДС парашюта:

- задать параметры расчета (число шагов, перепад давления на куполе);
- задать параметры рифления (радиус входного отверстия);
- рассчитать форму парашюта и НДС;
- просмотреть результаты расчета в виде эпюр числовых значений усилий в элементах конструкции.
- рассчитать коэффициенты запасов прочности.

Расчет формы и НДС парашюта проводится методом сосредоточенных масс. Исходными данными для расчета являются: диаметр опасного сечения купола, перепад давления на куполе, нагрузка в коуше купола. Полученные коэффициенты запасов прочности могут быть использованы в отчетной документации на парашютную систему. Данные о форме купола могут быть переданы в программу расчета его аэродинамических характеристик.

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА РАСКРЫТИЯ МНОГОЗВЕННЫХ
СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ
ПРИ ПРОВЕДЕНИИ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ**

А.В.Крылов

МГТУ им. Н.Э. Баумана,

Janki82@mail.ru

Рассматривается применение математического моделирования процессов раскрытия трансформируемых конструкций при проведении их наземной отработки.

Современные тенденции в развитии космической техники диктуют использование на орбите крупногабаритных космических конструкций, таких как крупногабаритные солнечные батареи, большие космические антенны различного назначения, штанги с датчиками и т.п. По мере увеличения размеров таких конструкций серьезным конструктивным ограничением становится требование их размещения под обтекателем ракеты-носителя. Чтобы поместить современные солнечные батареи и антенны космического аппарата под обтекателем ракеты-носителя, все трансформируемые элементы солнечных батарей и антенн должны быть определенным образом уложены в компактное транспортное положение. После вывода КА на определенную орбиту все трансформируемые элементы конструкции раскрываются по заданной программе и фиксируются в определенном положении.

Проектирование раскрывающихся конструкций, помимо проблем, общих для всех больших космических конструкций, связанных с обеспечением жесткости и устойчивости конструкции, точности рабочей поверхности, стабильности размеров при термическом воздействии, гашением колебаний, возникающих в упругой конструкции, сопряжено с рядом специфических трудностей. Так, например, остро стоит проблема обеспечения надежности раскрытия и прочности конструкции, испытывающей в процессе раскрытия значительные динамические нагрузки. Процесс раскрытия крупногабаритной космической конструкции проходит обязательную стендовую отработку, хотя при наземных экспериментах не удается в полной мере воспроизвести реальные условия процесса раскрытия на орбите и тем самым в полном объеме подтвердить надежность и работоспособность системы раскрытия. Экспериментальная отработка и испытания трансформируемых конструкций космической техники на Земле представляют трудно решаемую проблему, причем создание условий полностью идентичных условиям эксплуатации в

космосе, часто оказывается невозможным. Эти обстоятельства определяют решающую роль математического и вычислительного эксперимента при разработке и создании этих конструкций. Применение методов математического моделирования существенным образом определяет качество, сокращает сроки и стоимость разработки трансформируемых космических конструкций. Они обеспечивают возможность детального информационного сопровождения всего периода разработки, изготовления, экспериментальной отработки и эксплуатации, включая анализ надежности, прогноз отказов и аварийных ситуаций. Для численного анализа динамики раскрытия трансформируемых конструкций целесообразно использовать возможности современных пакетов моделирования динамики механических систем.

Поэтому едва ли не основной целью наземной экспериментальной отработки является верификация расчетных методов, используемых для подтверждения правильности принятых технических решений и обоснованности конкретных параметров системы раскрытия, путём сравнения результатов полученных на стенде, с параметрами, рассчитанными теоретическими методами.

ОПТИМИЗАЦИЯ СТРУКТУРЫ ТОНКОСТЕННЫХ КОМПОЗИТНЫХ СТЕРЖНЕЙ ДЛЯ ТЕРМОСТАБИЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

С.В. Резник, С.А. Румянцев
МГТУ им. Н.Э. Баумана,
E-mail: sreznik@bmstu.ru

Для создания крупногабаритных космических конструкций перспективно применение стержневых элементов из композиционных материалов (КМ), обладающих высокой удельной прочностью и жесткостью. При проектировании подобных конструкций на первый план выходят требования высокой размерной стабильности в условиях переменных тепловых и силовых нагрузок и малой массы. Примером могут служить развертываемые в космосе крупногабаритные зеркальные антенны, разнообразные по назначению и устройству, к которым предъявляются особые требования по точности рабочей поверхности.

Настоящая работа посвящена оптимальному проектированию стержневых элементов термостабильных космических конструкций. Базовым элементом типовой конструкции считался полый стержень, имеющий многослойную структуру. Моделирование многослойной структуры, было построено в рамках классических подходов и проводилось по известным характеристикам единичного слоя. Получение необходимых свойств композита достигалось варьированием количества слоев и углов их укладки. Прочностные характеристики многослойной структуры определялись в рамках модели критической нагрузки, соответствующей появлению первого разрушения в КМ.

В работе рассмотрены задачи неравномерного нагрева полых стержней из анизотропного углепластика оптимальной структуры, соответствующие условиям перехода космического аппарата с освещенной части орбиты в тень, взаимному затенению стержней и частичному затенению стержней корпусом космического аппарата.

Отдельные результаты настоящей работы получены при финансовой поддержке по гранту РФФИ № 08-08-01065а и по проекту № 2.1.2/5865 Аналитической ведомственной целевой программы Минобрнауки РФ «Развитие научного потенциала высшей школы (2009-2010 годы)».

**ДИНАМИКА КОНСТРУКЦИИ СТЕНДОВОЙ ИНТЕГРИРОВАННОЙ МОДЕЛИ
«ДВИГАТЕЛЬ – ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ» В УСЛОВИЯХ
ГИПЕРЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ**

С.Ю.Мензульский
ЦИАМ им. П.И.Баранова,
e-mail: s_menz@mail.ru

Современные гиперзвуковые летающие лаборатории имеют сравнительно небольшое удлинение фюзеляжа. Воздухозаборники и сопла высокоскоростных двигателей обладают поверхностями, существенно наклонёнными к продольной оси аппарата. Предварительный анализ подобных конструкций показывает, что продольная составляющая колебаний может быть соизмерима с их поперечной составляющей. Использование балочных моделей для аэроупругого и частотного анализа не всегда удовлетворяет предъявляемым требованиям. Требуется полноценное конечно-элементное моделирование динамики конструкции летательного аппарата с учетом его аэродинамического нагружения.

В настоящей работе в системе конечно-элементного моделирования NASTRAN выполнен анализ динамики конструкции «двигатель-ЛА», установленной в гиперзвуковой аэродинамической трубе. Расчётные собственные частоты колебаний и расчетный частотный отклик данной конструкции хорошо согласуются с результатами эксперимента.

Вместе с тем оказалось, что расчёт аэроупругих колебаний конструкции в гиперзвуковом потоке в пакете NASTRAN затруднителен. Поэтому в данной работе для анализа аэроупругого поведения аппаратов при скорости полёта $M=7$ разработана специальная расчётная методика. Сравниваются результаты, полученные для различных теорий аэроупругого нагружения. Выявлено нарушение известной осцилляционной теоремы в отношении частоты колебаний: на маршевом участке полета внутри области динамической устойчивости при снижении жёсткости конструкции (в результате аэродинамического нагрева) частоты колебаний конструкций могут возрастать.

**О КОМПЛЕКСНОМ МЕТОДЕ ОЦЕНКИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ
КОНСТРУКЦИЙ МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИЗ
КЕРАМОМАТРИЧНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

С.В.Резник, К.В.Михайловский

МГТУ им. Н.Э. Баумана,

E-mail: sreznik@bmstu.ru, kosmiv@rambler.ru

В настоящее время в ракетно-космической технике востребованы конструкции из керамоматричных композиционных материалов (ККМ), сочетающие в себе способность работать в широком интервале рабочих температур и силовых нагрузок без изменения формы и размеров (носовые обтекатели, кромки крыльев, газоструйные рули, тормозные щитки, камеры сгорания, насадки сопел и т.п.). Одно из вероятных приложений ККМ – так называемые «горячие» конструкции многоразовых космических аппаратов, которые сочетают в себе силовые и теплозащитные функции благодаря интеграции термостойких композитов с легкими керамическими теплоизоляторами.

Подобные конструкции в процессе эксплуатации будут подвергаться многократному воздействию нестационарных тепловых потоков, скоростных напоров, вибрационным и акустическим нагрузкам, что может приводить к образованию и развитию структурных дефектов. Степень опасности такого рода дефектов должна быть установлена в ре-

зультате взаимосвязанных теоретических и экспериментальных исследований.

В данной работе предложен комплексный метод прогнозирования возможности образования и развития микротрещин в конструкциях из ККМ на макро- и микроструктурном уровне в процессе их производства и эксплуатации.

Метод базируется на численных алгоритмах математического моделирования эволюции дефектов на двух структурных уровнях – макро (моделирование напряженно-деформированного состояния конструкции под воздействием внешних нагрузок) и микро (моделирование напряженно-деформированного состояния представительного элемента объема материала с учетом реальной геометрии структуры при действии на него максимальных нагрузок, вычисленных в областях концентрации напряжений на стадии макро-моделирования).

Указанный метод является частью разрабатываемой теории многомасштабного моделирования дефектных композитных структур.

Отдельные результаты настоящей работы получены при финансовой поддержке по грантам РФФИ № 08-08-01065а, № 09-08-00607а и по проекту № 2.1.2/5865 Аналитической ведомственной целевой программы Минобрнауки РФ «Развитие научного потенциала высшей школы (2009-2010 годы)».

ЦИКЛ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭКСПЕДИЦИИ КОСМИЧЕСКОГО ТУРИЗМА

М.А.Дворников¹, Н.С.Демидова²

¹ГНИИ ВМ МОФ Российской Федерации, ²МАИ

Космический туризм как вид экстремального спорта имеет медико-биологические и психологические аспекты.

Уникальные возможности истребителя МИГ-31 позволяют использовать его в качестве воздушного стартового комплекса для пилотируемых субкосмических ракетопланов при произвольном наклонении орбиты.

Система «ARS» («Aerospace Rally System», «Аэрокосмическое ралли») представляет собой универсальный многоцелевой ракетоплан научно-прикладного назначения с суборбитальной областью применения, предназначенный для исследования процессов в верхней атмосфере (до 130 км) и явлений невесомости (до 3 минут); тренировки космического экипажа на динамически подобном летательном аппарате; отработки техники сверхзвукового участка полета, предпосадочного

торможения и посадки; создания региональной системы дистанционного зондирования Земли; спортивной программы «Аэрокосмическое ралли» и космического туризма; создания высотной рекламы, праздничной иллюминации и других эффектов аналогичного характера.

Экспедиционный цикл включает этап медико-тренировочной подготовки, собственно полет и реабилитационный период.

На подготовительном этапе варьируется методика предполетной подготовки пилота истребителя (медицинское освидетельствование, тренировка на центрифуге и в высотной камере, самолетную имитацию невесомости, парашютный прыжок, психологический тест).

Жизнеобеспечение в полете представлено материальной частью и системой управления параметрами атмосферы гермокабины, летным костюмом, конструкцией кресла и интерьера, расчетными баллистическими параметрами, информационной системой управления полетом.

Реабилитационный период включает медицинские анализы, активный отдых, психологическую адаптацию, ориентацию на систематическую подготовку к летной космической практике.

Принципы организации экспедиции формируются на базе установленных требований «Института военной медицины» и «Института медико-биологических проблем».

**ЛЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕКУЩЕГО ДЕСЯТИЛЕТИЯ В ИНТЕРЕСАХ
СОЗДАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
С ДЛИТЕЛЬНЫМ ВЫСОКОСКОРОСТНЫМ
ПОЛЕТОМ В АТМОСФЕРЕ**

Н.В.Григорьев, А.А. Кондратов А.А,

С.И.Перницкий, В.В.Цыплаков

ФГУП Летно-исследовательский институт им.М.М.Громова

flysim-lii@trancom.ru

Важную роль в развитии аэрокосмической техники играют технологии длительного высокоскоростного полета в атмосфере, которые могут использоваться в интересах создания орбитальных средств выведения и возвращения, а также высокоскоростных атмосферных аппаратов различного назначения. Освоение длительного высокоскоростного полета в атмосфере - задача чрезвычайно сложная и требующая для решения значительных усилий многих исследовательских и проектных коллективов, а также значительных объемов государственного финансирования. Понимание того, что освоение технологий высокоскоростно-

го полета в атмосфере в значительной мере обеспечивает завоевание лидирующих позиций в экономической, военной и политической сферах, обуславливает значительные усилия, предпринимаемые во многих странах мира для решения этой задачи.

Последнее десятилетие в рассматриваемой области характеризуется существенным продвижением вперед - разрабатывается большое число перспективных высокоскоростных двигательных установок и высокоскоростных ЛА различного назначения, порядка десяти программ вышли на этап летных исследований и испытаний, что во многих случаях свидетельствует о достаточно высоком уровне развития разрабатываемой техники и технологии. В числе программ высокоскоростных летных исследований, уже реализованных и реализуемых в настоящее время в США: "X-43A", "FASTT", "HyFly", "HyCause", "HiFire", "HyBoLT", "Soarex"; "X-51; в Австралии совместно с другими странами: "HyShot", "HyCause", "HiFire"; в Германии: "Shefex". Кроме того, проведены летные исследования высокоскоростных ЛА на низкоскоростных и взлетно-посадочных режимах - программы США "X-40", "X-43ALS", Японии: "HSFD-1", "-2"; Франции: "Phoenix"; Италии: "FTB-1".

В ближайшие два-три года планируется начать летные исследования на высоких скоростях по программам США: HTV-1", "-2", "-3"; "RATTLRS", Франции совместно с ЕС: "Expert", "IXV"; "LEA"; Италии: "FTB-2", "-3" ("USV"); Великобритании: "ShaFEX", Индии: "HSTDV".

Особенности ряда программ летных исследований приведены в докладе.

В целом летные исследования высокоскоростных технологий прошедшего десятилетия характеризуются разнообразием видов исследуемых высокоскоростных ЛА (ЛА интегральные с ВПВРД; планирующие в атмосфере; ракеты и ЛА с длительным высокоскоростным полетом в атмосфере), разнообразием исследуемых видов двигательных установок (интегрированный неохлаждаемый, нерегулируемый ВПВРД на водороде с зажиганием на силане (X-43A), интегрированный двухкамерный двухрежимный ВРД DCR (HyFly), интегрированный охлаждаемый термостабильный ВПВРД на керосине (X-51A)), теплостойких и теплозащитных материалов, покрытий и конструкций, ...

Большое число различного рода объектов и режимов летных исследований, большое число действующих при их реализации ограниченный обуславливают разнообразие схем проведения современного летного эксперимента, вариантов выведения ВЛА, режимов полета на экспериментальном участке и способов спасения ВЛА.

Летные исследования стали неотъемлемой частью процесса создания высокоскоростных аэрокосмических аппаратов и интегрируются с технологиями проектирования, вычислительного моделирования и экспериментальных исследований на наземных установках.

В числе основных результатов летных исследований: комплексная демонстрация достигнутого уровня развития исследуемой технологии и возможности ее реализации и дальнейшего развития; определение характеристик ЛА, двигательной установки, бортовых систем и других объектов испытаний в широком диапазоне условий полета и воздействующих факторов; проверка, подтверждение (верификация) и уточнение расчетных моделей и методов, а также методов и средств наземного эксперимента и переноса его результатов на летные условия.

К современным тенденциям развития высокоскоростных летных исследований могут быть отнесены: повышение роли летных исследований и их интегрированности с наземными проектными, расчетными и экспериментальными исследованиями; повышение роли опережающих летных исследований, появление их новых видов и задач; расширение диапазона скоростей и высот полета; увеличение длительности высокоскоростного летного эксперимента; повышение его информативности по количеству контролируемых объектов, процессов, режимов, по видам и общему количеству измерений; повышение многообразия используемых летно-экспериментальных комплексов; расширение числа стран и фирм, реализующих высокоскоростные программы; развитие международной кооперации и интеграции.

Опережающие летные исследования на экспериментальных ВЛА в мире на практике стали необходимым этапом создания перспективных ВЛА и освоения высокоскоростных технологий. Они позволяют существенно снизить неизбежно возникающие научно-технические и финансовые риски, своевременно выявить и разрешить неизбежные проблемы создания ВЛА, комплексно отработать необходимые технологии и системы, наглядно подтвердить их эффективность и, в итоге, снизить затраты на реализацию программы в целом. Подготовка и проведение таких исследований требуют специализированной летно-экспериментальной базы, создание и поддержание которой невозможно без выделения государством необходимых ресурсов.
