

## Секция 2

**Летательные аппараты.  
Проектирование и конструкция**

**АНАЛИЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МНОГОРАЗОВОЙ РН  
В ПИЛОТИРУЕМОЙ ЛУННОЙ ПРОГРАММЕ**  
*С.Н.Лозин, 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: [slozin@khrunichev.com](mailto:slozin@khrunichev.com)*

В настоящее время в соответствии с Федеральной космической программой России на 2006-2015 годы проводятся проектные исследования ракетно-космической системы с многоразовой первой ступенью.

Многоразовая РН должна обеспечить снижение удельной стоимости выведения, а также сократить площади отчуждаемых районов для падения отделяющихся частей.

Многоразовая РН представляет собой двухступенчатую РН тяжелого класса с многоразовыми, возвращаемыми в район старта, ракетными блоками первой ступени и одноразовым ускорителем 2-й ступени. В зависимости от модификации РН масса полезного груза на низкой орбите составляет от 20 до 60 тонн. Рассматриваемые модификации многоразовой РН могут быть использованы в составе пилотируемой транспортной системы для выведения элементов лунного пилотируемого комплекса в рамках пилотируемой лунной программы.

В настоящем докладе рассмотрена пилотируемая программа исследования и освоения Луны, являющаяся составной частью развития пилотируемой космонавтики. Она состоит из ряда этапов, включая создание окололунной станции и лунной базы.

Рассматриваются несколько возможных сценариев развития средств выведения перспективных пилотируемых программ, которые разработаны для семейств РН «Русь», «Ангара», «Енисей», а также РН с многоразовой первой ступенью. Представлен их сравнительный анализ для начального этапа освоения Луны.

В качестве основного критерия сравнения вариантов РН рассматривается стоимость программы создания и эксплуатации пилотируемой транспортной системы для исследования и освоения Луны, куда входят и средства выведения.

В результате проведенных исследований показана эффективность многоразовых РН по сравнению с одноразовыми для задач освоения Луны.

#### **АНАЛИЗ ВАРИАНТОВ ПОСАДОЧНО-ВЗЛЕТНЫХ КОРАБЛЕЙ**

*А.А.Нестеренко, В.Ю.Юрьев, И.А.Соболев,*

*Д.В.Морозов, Д.М.Федотов*

*Государственный космический научно-производственный Центр*

*им. М.В.Хруничева,*

*e-mail: [slozin@khrunichev.com](mailto:slozin@khrunichev.com)*

В 2006-2010 гг. в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева проводились исследования проблем и разработка предложений по сценариям освоения космического пространства; составу, назначению, этапам создания, основным тактико-техническим характеристикам новой космической инфраструктуры, средств выведения и наземной инфраструктуры.

Предложением ГКНПЦ является создание околоземного, лунного и марсианского пилотируемых комплексов с использованием унифицированных элементов при сохранении последовательности решения задач «от простого к сложному». При таком подходе принимаемые конструктивные и технологические решения, прошедшие тестирование в ходе их применения в околоземной и лунной пилотируемых программах, в дальнейшем внедряются в конструкцию пилотируемых комплексов для полетов к Марсу и другим планетам.

Объектом данного исследования являются перспективные посадочно-взлетные корабли, используемые в программах пилотируемого исследования и освоения Луны и Марса.

В работе представлен анализ вариантов посадочно-взлетных лунных кораблей (ПВЛК), имеющих различные компоновочные схемы и использующие различные компоненты ракетного топлива. Рассматриваются двухступенчатая и одноступенчатая компоновочная схема ПВЛК одноразового использования. В качестве компонентов топлива рассмотрены комбинации: «азотный тетраоксид – малотоксичное горючее», «жидкий кислород – жидкий водород», «жидкий кислород – метан».

В качестве дальнейшего развития конструкции ПВЛК рассматривается представленный вариант посадочно-взлетного марсианского корабля (ПВМК), одной из особенностей конструкции которого является наличие унифицированных технических решений взлетной ступени ПВМК и одноступенчатого ПВЛК.

В ходе проведенного исследования разработаны предложения по составу, назначению, этапам создания, основным характеристикам перспективных посадочно-взлетных кораблей, используемых в программах пилотируемого исследования и освоения Луны и Марса. Проведен сравнительный анализ основных характеристик рассматриваемых посадочно-взлетных кораблей, а также показана возможность и определены границы унификации технических решений, используемых при создании посадочно-взлетных кораблей для освоения Луны и Марса.

**КОНЦЕПЦИЯ РАЗВИТИЯ ТЕМАТИКИ  
ОРБИТАЛЬНЫХ ТРОСОВЫХ СИСТЕМ В ЦНИИМАШ  
К.С.Ёлкин, А.В.Даниленко, С.Ц.Лягушина, С.Б.Федоров  
ФГУП ЦНИИмаш  
e-mail: [sharov@tsniimash.ru](mailto:sharov@tsniimash.ru)**

Интенсивное развитие космической техники, увеличивающееся количество и усложняющийся характер решаемых практических задач требует разработки и использования новых космических систем и технологий.

Одним из перспективных направлений является создание и практическое использование орбитальных тросовых систем (ОТС). В нашей стране работы по этой тематике получили широкое развитие, начиная со второй половины прошлого столетия. Наиболее значимы труды Белецкого В.В., Левина Е.М., Иванова В.А., Ситарского Ю.С., Малышева Г.В., Сидорова И.М., Полякова Г.Г., Алпатова А.П. и других.

В Центральном научно-исследовательском институте машиностроения тросовая тематика стала разрабатываться под руководством энтузиаста этой тематики В.П.Антонова с середины 80-х годов 20 века.

В центре системного проектирования на протяжении многих лет исследовались различные аспекты тросовой проблематики.

В последнее время в рамках НИР «Магистраль-2» ч. 5 и ч. 7 совместно с соисполнителями (в разные годы это были такие научные и учебные заведения, как РКК «Энергия», ИПМ РАН, ИРЭ РАН, ИКИ РАН,

ЦСКБ «Прогресс», НПО Машиностроения, НИИ ПМЭ МАИ, МАИ, МАТИ) рассмотрен широкий круг вопросов возможности практического применения ОТС и электродинамических связей в околоземном космическом пространстве, в процессе изучения Марса, Луны и других небесных тел.

Основу концепции развития проблематики составляет тезис о необходимости перехода от продолжительных научно-исследовательских работ к реализации космических экспериментов (КЭ). Перспективность тематики обуславливает ее высокая эффективность при решении ряда практических задач по сравнению с традиционными методами.

Согласно концепции планируется переходный этап от НИР к ОКР, основанный на выполнении задач, обозначенных в тематической картотке на НИР «Связка-Пилот» на 2011-2013 гг.

В этом документе указаны цели и задачи, а также основные направления их возможного решения. Предполагается активное участие специалистов МАИ, РКК «Энергия» и МАТИ. Реализация программы НИР позволит осуществить переход от научных исследований к экспериментальной отработке тросовых технологий.

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТРОСОВЫХ СИСТЕМ (ОТС)  
ДЛЯ СОЗДАНИЯ В КОСМОСЕ ИСКУССТВЕННОЙ ТЯЖЕСТИ  
К.С.Ёлкин, А.В.Даниленко, С.Ц.Лягушина, С.Б.Федоров  
ФГУП ЦНИИмаш  
e-mail: [sharov@tsniimash.ru](mailto:sharov@tsniimash.ru)**

Тросовые системы имеют огромные перспективы различных практических применений в космическом пространстве. Именно значительная протяженность связей дает возможность широкого использования их отличительных свойств.

Искусственная тяжесть, например, полезна при длительной работе космонавтов на орбите. Для её создания можно использовать ОТС, состоящую из двух отсеков, соединенных тросом и привести систему во вращение.

Достижимое значение уровня микрогравитации зависит, в первую очередь, от скорости закрутки системы. Но этот параметр ограничен сверху характеристиками материала троса.

В работе показаны ограничения на длину троса (и площадь его сечения) во вращающейся связке, которые приводят к ограничению линейной скорости вращения модулей ОТС.

Получены соотношения для критических значений этих параметров.

Определены уровни микрогравитации  $\hat{g}$  для тросовых систем, находящихся в стационарном равновесном и вращательном режимах.

Проведено математическое моделирование изменения уровня микрогравитации в зависимости от смещения от центра масс орбитальной связки.

Рассмотрены некоторые аспекты практического применения создания искусственной тяжести на орбите (дозаправка топливом, улучшение жизнедеятельности космонавтов, влияние на биологические процессы, рост кристаллов).

Предложен вариант лабораторного отсека, перемещающегося по тросу. С помощью такой схемы можно реализовывать контроль и управление значением уровня микрогравитации.

Показано, что наиболее простой вариант тросовой лаборатории с управляемым значением микрогравитации может быть разработан при функционировании в связке лишь двух объектов – базового и привязного лабораторного модуля. В этом варианте нет необходимости передвижения платформы по тросу, что является технически довольно сложным для реализации. Изменение значения величины  $\hat{g}$  определяется длиной троса  $D$ .

#### **УНИВЕРСАЛЬНАЯ ТРАНСПОРТНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА В ИНФРАСТРУКТУРЕ ГЛОБАЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИОННОЙ ГРУППИРОВКИ**

*Г. В. Малышев, В. М. Кульков, Ю. Г. Егоров, С. А. Тузиков*

*Московский авиационный институт*

Функциональная кооперация глобальных информационных систем (связи, навигации, дистанционного зондирования) с высокоэнергетическими буксирами класса «Орбита – Орбита» открывает возможности качественного обновления околоземной информационной группировки.

Анализ, проведенный с учетом габаритно-массовых ограничений и возможностей ракеты-носителя «Протон-М» («Ангара-А5»), показы-

ваает, что масса целевых ИСЗ повышается на десятки процентов, при многократном возрастании энергетических возможностей и соответствующем расширении информационных функций.

Универсальный буксир на базе комбинированной связки ЖРД – электроракетный двигатель проектируется как единая многофункциональная система: транспортная, покрывающая весь диапазон рабочих траекторий, обеспечивающая циклы лунных и межпланетных программ, и энерго-информационная, преобразующая геостационарную и навигационную группировки.

На примере комплекса геостационарной связи показаны экономические достоинства реализации программы.

#### **ПРИМЕНЕНИЕ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОГО ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО МОДУЛЯ НА НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ НАБЛЮДЕНИЯ**

*В.В.Салмин, В.В.Волоцуйев*

*Самарский государственный аэрокосмический университет*

*им. академика С.П. Королева*

*e-mail: [volotsuev@mail.ru](mailto:volotsuev@mail.ru)*

Перспективным направлением исследований является разработка низкоорбитальных космических аппаратов наблюдения с энергодвигательным электроракетным модулем на борту, используемым для управления параметрами движения центра масс спутника. Энергодвигательный электроракетный модуль включает в свой состав: электроракетную двигательную установку; подсистему энергоснабжения; подсистему обеспечения теплового режима; элементы конструкции модуля.

К настоящему времени уже имеется опыт успешного практического применения электроракетных двигательных установок для управления параметрами низких орбит космических аппаратов: КА «TacSat-2» (США, 2006 г.), КА «GOCE» (ЕКА, 2009 г.).

Тем не менее, с точки зрения проектирования и конструирования, проблема использования электроракетной двигательной установки на низкоорбитальном космическом аппарате является слабоизученной, универсальные методы проектирования и конструирования таких систем неизвестны.

Для решения задачи проектирования низкоорбитальных космических аппаратов с энергодвигательным электроракетным модулем пред-

лагается использовать способы и методы системного подхода к разработке сложных технических систем, которые предполагают:

- определение целей для разрабатываемого низкоорбитального КА и выбор параметров бортовой аппаратуры;
- учет факторов внешней среды, характерных для низкой орбиты;
- выбор параметров электроракетной двигательной установки, удовлетворяющей требованиям функционирования специальной аппаратуры;
- расчет параметров системы энергопитания, удовлетворяющей требованиям со стороны режима функционирования специальной аппаратуры, режима работы электроракетной двигательной установки, режима работы остальных систем; с учетом факторов внешней среды;
- расчет параметров системы обеспечения теплового режима удовлетворяющей требованиям по соблюдению теплового режима всех бортовых систем.

Разработка методов проектирования и конструирования низкоорбитальных КА с энергодвигательным электроракетным модулем является актуальной, так как данные методы могли бы найти применение в проектных организациях для создания эффективных низкоорбитальных космических систем с более длительным сроком активного существования.

#### **ИНФОРМАЦИОННЫЙ ПОТЕНЦИАЛ ОПТИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА В ТОЧКЕ ЛАГРАНЖА $L_1$ ГРАВИТАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ «ЗЕМЛЯ-ЛУНА»**

*И.Д.Маглинов*

*Московский авиационный институт*

Информационный комплекс в точке Лагранжа гравитационной системы «Земля-Луна» в структуре орбитальной базы обслуживания и заправки «ОБОЗ» наряду с программными задачами лунных и межпланетных программ обеспечивает ежесуточный глобальный обзор Земли в целях исследования природных ресурсов, анализа чрезвычайных ситуаций, детальное изучение Луны.

Рассматриваются варианты оптико-электронных трактов телескопа, обеспечивающих сбор информации в четырех спектральных диапазонах от «мягкого» ультрафиолетового (0,23 - 0,28 мкм) до теплового инфракрасного диапазона (7 -12 мкм).

Обосновывается применение современных технологий для создания длиннофокусной оптики телескопа большого диаметра, использования отечественных фотоприемных устройств.

### **ОБ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПЕРЕЛИВА ТОПЛИВА МЕЖДУ РАКЕТНЫМИ СТУПЕНЯМИ**

*И.А.Биркин*

**ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»**

***e-mail: [birkini@mail.ru](mailto:birkini@mail.ru)***

В составе средств выведения (СВ) космических аппаратов широко используются «пакеты» ракетных блоков. Обладая рядом преимуществ, такие СВ уступают по уровню энергомассового совершенства ракетам-носителям (РН) на базе моноблочных ракетных ступеней.

Известен, но практически не реализован в полной мере способ повышения энергомассовых показателей СВ «пакетной» схемы за счёт перелива компонентов топлива (ПКТ) между ракетными блоками в полёте. В конструкции отдельных образцов СВ («Атлас», «Спейс Шаттл», «Бриз-М») нашли ограниченное применение технические решения и устройства, подобные элементам системы ПКТ. Проектные проработки применительно к РН конкретных типов показали, что для внедрения полноценной системы ПКТ не требуются принципиально новые технологии и ресурсоёмкие мероприятия, однако для рассмотренных РН не было выявлено заметного прироста массы полезного груза (ПГ) за счёт ПКТ. В связи с этим распространилось мнение о том, что этот способ повышения грузоподъёмности СВ малоэффективен.

Вместе с тем, многообразие вариантов развития СВ позволяет рассчитывать на то, что в зависимости от облика и условий применения СВ можно получить достаточно весомый эффект от ПКТ. Необходимым условием для этого является комплексная оптимизация параметров ПКТ, траектории выведения, режимов работы двигателей «пакета», что реализовано в авторской методике. В результате анализа различных зависимостей расхода топлива через двигатели от времени полёта для моделирования приняты кусочно-линейные функции, имеющие для случаев двухступенчатого и трёхступенчатого «пакетов» соответственно 10 и 12 варьируемых параметров. Режимы работы двигателей выбираются с учётом ограничений на стартовую тяговооружённость, глубину дросселирования, продольную перегрузку, динамику переходных про-



цессов и др. Варьируются 7 параметров траектории, для построения которой используется прямой метод в сочетании с опорными и штрафными функциями. Кроме того, варьируются параметры ПКТ, а также при необходимости параметры ракетных ступеней (до 6 для каждой ступени).

Расчётами подтверждена возможность получения значительного эффекта от ПКТ. В частности, для РН с «пакетом» из 5 готовых универсальных ракетных модулей (без оптимизации их параметров) прирост массы ПГ в зависимости от варианта системы ПКТ составил от 8 до 28 %. В двухступенчатом варианте такая РН по отношению массы ПГ к стартовой массе превосходит моноблочную РН «Зенит-2SLБ», использующую аналогичное топливо. Соответственно улучшению энергомассовых показателей при внедрении ПКТ может быть повышена технико-экономическая эффективность перспективных СВ, включая РН большой грузоподъёмности для реализации долгосрочных программ изучения и освоения космоса.

#### **ЗАДАЧИ ДИНАМИКИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ, СОДЕРЖАЩИХ БАКИ С ПЕРЕРАСПРЕДЕЛЯЕМЫМ ТОПЛИВОМ**

***А.Н.Темнов, e-mail: [temnov@m1.sm.bmstu.ru](mailto:temnov@m1.sm.bmstu.ru)***

***М.И.Степанова, e-mail: [s\\_masyanya@mail.ru](mailto:s_masyanya@mail.ru)***

***МГТУ им Н.Э. Баумана***

Перераспределение топлива, то есть передача топлива из одного объема в другой, является решением ряда проблем в авиационной и ракетно-космической техники.

Одним из возможных путей улучшения энергетических характеристик современных РН тяжелого класса, является повышение весовой эффективности конструкции за счет перераспределения части топлива из баков одной ступени в другую и обеспечения более полной заправки к моменту отделения предшествующей ступени.

Новизной рассматриваемых проблем является исследование влияния перераспределения топлива на динамику конструкции разрабатываемой ракеты. Перелив окислителя или горючего может осуществляться разными способами.

В докладе рассмотрены следующие варианты реализации перераспределения топлива:

1. При помощи перепада давления между баками за счет давления в газовых подушках.

2. За счет работы насоса, устанавливаемом в нижней части бака.

Исследования вопросов, затронутых в докладе, являются в настоящее время достаточно сложными и интересными задачами динамики РН.

**ОЦЕНКА НЕОБХОДИМОЙ МОДЕРНИЗАЦИИ ПРОЕКТИРУЕМЫХ ПО  
ГОСУДАРСТВЕННОМУ ЗАКАЗУ РКН  
ПОД ТРЕБОВАНИЯ КОММЕРЧЕСКИХ ЗАКАЗЧИКОВ**

*П.С.Пушкин, С.В.Антоненко, С.А.Белавский*

*ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»*

*e-mail: [prc@khrunichev.com](mailto:prc@khrunichev.com)*

В России, в рамках Федеральной космической программы (ФКП) и Государственной программы развития вооружений разрабатываются новые ракеты-носители космического назначения (РКН). При этом в качестве Государственных заказчиков выступают Роскосмос и Министерство обороны. Требования к разрабатываемым по Государственному заказу РКН предъявляются исходя из стоящих перед Россией задач. Согласно ФКП это задачи в экономической, социальной, научной, культурной и других областях деятельности, а также в интересах безопасности страны. Основными отечественными предприятиями, предоставляющими пусковые услуги являются ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» и ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». По данным отчетов аналитических компаний значительная часть прибыли этих предприятий при эксплуатации РКН приходится на коммерческое использование носителей. При этом, как правило, требования по целевому назначению (целевая орбита) и массе полезной нагрузки коммерческих заказчиков расходятся с требованиями Государственных заказчиков.

В представляемой работе исследованы отличия требований Государственных заказчиков по целевому назначению РКН от требований коммерческих заказчиков с учётом истории эксплуатации отечественных и зарубежных РКН, а также прогнозов рынка запусков. В ходе исследования были вычленены основные проектные параметры РКН, на которые в наибольшей степени влияют различия требований заказчиков. Также была исследована чувствительность экономической эффективности РКН к изменению этих проектных параметров. В качестве критерия экономической эффективности была принята удельная стоимость выведения полезной нагрузки. По результатам проведённых исследований сделано предложение по модификации проектируемой РКН,

предназначенной для космодрома «Восточный» с целью её более эффективного коммерческого использования. В рамках данного предложения был проведён баллистический и весовой анализ, а также экономическая оценка. При этом получено увеличение массы полезной нагрузки на целевой коммерческой орбите более чем на 15 % и снижение стоимости пуска более чем на 10 %.

Проведённое исследование позволяет определить направление возможных изменений в облике проектируемых и эксплуатируемых РКН для обеспечения их наибольшей конкурентоспособности на мировом рынке коммерческих пусковых услуг.

#### **О МЕТОДОЛОГИИ ОЦЕНКИ РЕАЛИЗУЕМОСТИ ПРОЕКТОВ ДВОЙНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ**

*М.И.Кислицкий*

*ФГУП «КБ «Арсенал»*

*e-mail: [kbarsenal@peterlink.ru](mailto:kbarsenal@peterlink.ru)*

Решение целевых задач в космосе требует больших затрат, так как для выведения космических аппаратов (КА) на орбиту и обеспечения функционирования целевой аппаратуры в условиях космического полета необходимо создание и эксплуатация сложных дорогостоящих технических средств. В связи с этим существует настоятельная потребность в определении и реализации путей увеличения целевого эффекта, получаемого от вложения финансовых средств в создание и эксплуатацию космических средств.

Одним из таких путей является двойное использование (ДИ) космических комплексов (КК). Под двойным использованием будем понимать применение КК для решения в космосе иных целевых задач в дополнение к штатным, для выполнения которых изначально создавался КК.

Здесь рассматривается способ двойного использования КК, предусматривающий размещение на КА дополнительной целевой аппаратуры (ДЦА) иного, по сравнению с штатной целевой аппаратурой КА, назначения и обеспечение ее функционирования за счет использования резервных технических возможностей КА и других составных частей космического комплекса. Практика космической деятельности показывает, что существующие космические средства, как правило, имеют неиспользуемые технические резервы (по массе полезной нагрузки, энер-

госнабжению и др.). В связи с этим область возможного целевого применения КК ДИ весьма широка.

Важно отметить, что в России при размещении на КК, созданном в рамках госбюджетной программы, ДЦА, также созданной по госбюджетной программе, не взимается плата за выведение ДЦА на орбиту и использование ресурсов бортовых систем КА, обеспечивающих функционирование ДЦА. Вышеуказанные статьи расходов составляют значительную долю затрат на реализацию космических проектов. В связи с этим двойное использование КА дает возможность получить выходной эффект от функционирования ДЦА при существенно меньших затратах, чем при решении той же целевой задачи традиционным путем, т.е. создания специального КК.

Несмотря на очевидную перспективность двойного использования КК, в практике отечественной космонавтики до настоящего времени реализовано относительно небольшое число проектов такого рода. Одной из основных причин такого положения дел представляется слабая разработанность соответствующего научно-методического аппарата (НМА). Необходим НМА, который должен четко определять целевой эффект ДИ, качество решения задач ДИ, обеспечивать оценку технической реализуемости проектов, включая количественную оценку неизбежного системного влияния дополнительной полезной нагрузки на технические характеристики КА, оценку экономической целесообразности ДИ в сравнении с альтернативными способами решения целевых задач в космосе. Он должен служить аппаратом поддержки принятия решений при разработке, создании и эксплуатации космических средств двойного использования.

Исходя из сущности и статуса решаемых штатными КК задач, их важности для государства, сформированы основные принципы ДИ КК: принцип приоритетности, принцип конфиденциальности и принцип экономичности.

Рассматривается методология оценки реализуемости проектов ДИ КК.

В качестве условий реализуемости проекта принимаются:

- выполнение принципов ДИ;
- соответствие требований по обеспечению, предъявляемых ДЦА, резервным возможностям КА и других составных частей КК.

В качестве исходных данных используются:

- массив технических характеристик КК (отраженных в технической документации КК);
- требования ДЦА к КА-носителю (в форме вектора требуемых параметров обеспечения).

Необходимой составной частью методологии является способ разрешения противоречий между требованиями ДЦА и возможностями КА-носителя.

Рассматриваемая методология предусматривает использование комплекса математических моделей влияния ДЦА на технические характеристики и функционирование КА и других составных частей КК.

С использованием теоретико-множественного подхода разработана методологическая схема оценивания технической реализуемости проекта ДИ КК. Она предусматривает реализацию поэтапной процедуры оценивания.

Процесс оценки реализуемости проекта КК ДИ представляется как человеко-машинная процедура, объединяющая совокупность математических моделей, правил и ограничений и эвристические возможности проектанта КК. Человек обеспечивает генерацию вариантов размещения ДЦА на КА и облика необходимых дополнительных технических систем (ДТС). ДТС необходимы для интеграции ДЦА с КА и адаптации ДЦА к предоставляемым техническим возможностям КА. В результате реализации модели, построенной на основе предлагаемой методологии, может быть получена обоснованная оценка технической возможности реализации проектов ДИ для конкретных образцов ДЦА и КК. Это дает возможность принимать обоснованные технические решения при разработке и реализации таких проектов.

### **МАРСИАНСКИЙ ПОСАДОЧНЫЙ КОРАБЛЬ**

***В.Е.Миненко, Г.Е.Белкина, С.Ю.Беляева***

***МГТУ им. Н.Э. Баумана***

Рассматриваются различные варианты реализации марсианского посадочного корабля (МПК) и дается оценка форм с точки зрения компоновочных, массовых, баллистических и аэродинамических параметров, а также приводятся основные укрупненные массовые и объемные характеристики одного из вариантов марсианского посадочного корабля.

Марсианский посадочный корабль должен доставить на поверхность Марса экипаж марсианской экспедиции с необходимым обору-

дованием и системами обеспечения жизнедеятельности, а также марсианскую взлетную ракету для возвращения на борт МЭК, находящегося на орбите спутника Марса, экипажа и полезного груза. Характерной особенностью этих элементов МПК является полная автономность и высочайший уровень надежности во всех звеньях.

Проектанты ранее рассматривали различные варианты реализации МПК: в виде конфигурации сегментальной формы, близкой к форме СА «Аполлон», в виде конфигурации СА класса «несущий корпус», в том числе в виде цилиндрической простейшей формы.

Реализация марсианского посадочного корабля (МПК) в схеме аппарата класса «несущий корпус», обладающего умеренным аэродинамическим качеством и выполненного в виде аппарата цилиндроконической конфигурации, оценивается с точки зрения компоновочных, массовых, баллистических и аэродинамических параметров. В состав МПК входят несколько функциональных отсеков: отсек полезной нагрузки, в качестве которой рассматривается марсианская взлетная ракета (МВР); два отсека, в которых размещаются двигательные посадочные установки и шасси; отсек с тормозной двигательной установкой, обеспечивающей сход МПК с орбиты МЭК; отсек экипажа, котором размещаются служебные системы и лабораторное экспедиционное оборудование.

Вход в атмосферу Марса марсианский посадочный корабль совершает после выдачи тормозного импульса для обеспечения заданного угла входа в атмосферу в определенный момент времени с целью попадания в заранее запланированный район посадки. Это объясняется существенно меньшей скоростью входа в атмосферу и параметрами атмосферы Марса. По сравнению с объектами, входящими в атмосферу Земли, МПК будет сравнительно меньше подвергаться тепловому нагреву на участке спуска, однако масса тепловой защиты аппарата будет довольно значительна ввиду больших площадей поверхности. Масса конструкции также оказывается достаточно велика, что потребует тщательного проектно-конструктивного и аэробаллистического анализа на стадии эскизного проектирования МПК.

Одним из важнейших мероприятий по обеспечению заданной надежности экспедиционного комплекса является тщательная подготовка стартового устройства МВР. Здесь следует рассмотреть два альтернативных варианта организации старта с поверхности Марса. Первый, традиционный для многих проектов вариант, предусматривает старт непосредственно с борта МПК. Второй вариант организации стар-

та МВР состоит в отведении от МПК взлетной ракеты с последующим монтажом специального стартового устройства и соединении его с системами МПК, отвечающими за подготовку и организацию старта. В этом случае удастся снять часть трудностей по обеспечению газодинамической проблемы старта с поверхности Марса. При втором способе организации старта с поверхности Марса МПК разделяется со стартовым устройством и отводится на безопасное расстояние. Оба варианта МПК имеют много общего: организация выхода экипажа на поверхность Марса и загрузка возвращаемого корабля (ВК), система контроля при подготовке МВР к старту, организация жилых помещений на время пребывания экспедиции на поверхности Марса, и оборудование их соответствующими средствами энергоснабжения, терморегулирования, биозащиты, жизнеобеспечения, и т.д.

В проекте МПК предусмотрено наличие специального сбрасываемого отсека с орбитальной двигательной установкой, обеспечивающей отделение МПК от МЭК, перевод МПК на эллиптическую орбиту и вход в атмосферу Марса с заданным углом входа.

Другим принципиальным требованием при проектировании МПК является организация отделения взлетной ракеты от МПК на траектории спуска, с последующим возвращением экипажа на борт марсианского экспедиционного комплекса в случае возникновения каких-либо аварий на борту МПК в процессе спуска.

В процессе проектирования и разработки МПК должны быть решены достаточно сложные задачи: аэробаллистическое проектирование формы МПК, создание высокоэффективной теплозащиты корпуса корабля на траектории спуска в атмосфере Марса и системы терморегулирования жилого отсека во время пребывания экипажа на поверхности Марса.

Представляется целесообразным первую проверку марсианского экспедиционного комплекса проводить в составе специальной лунной программы. Посадка на Луну МПК должна быть подготовлена после тщательной отработки корабля на околоземной орбите, где проверка систем и конструкции будет существенно облегчена наличием больших средств наземного и орбитального базирования. При этом будет обеспечено участие нескольких экипажей из будущего состава марсианских экспедиций и специализированных команд монтажников. Создание марсианского экспедиционного комплекса по уровню затрат и трудо-

емкости значительно превзойдет создание околоземных орбитальных станций, находящихся в настоящее время на орбите.

**СПУСКАЕМЫЕ АППАРАТЫ ГИПЕРБОЛИЧЕСКОГО ДИАПАЗОНА  
СКОРОСТЕЙ ВХОДА В АТМОСФЕРУ ЗЕМЛИ В СОСТАВЕ  
МАРСИАНСКОГО ЭКСПЕДИЦИОННОГО  
КОМПЛЕКСА**

***В.Е. Миненко, Г.Е. Белкина  
МГТУ им. Н.Э. Баумана***

В настоящее время все больше внимания в научных кругах уделяется проблеме освоения планет солнечной системы, особенно Марсу. Одним из возможных вариантов экспедиции к Марсу представляется создание на околоземной орбите многоотсечного экспедиционного комплекса, который после проведения необходимых регламентных работ, дооснащения специальным оборудованием, включая подстыковку специализированных модулей и отсеков, направляется к Марсу. Подобный марсианский экспедиционный комплекс (МЭК) по своей технической сложности во многом будет превосходить международную станцию и, как и последняя, будет состоять из отдельных функциональных модулей. Одним из таких возможных модулей следует рассматривать корабль возвращения, состоящий из аэрокосмического летательного аппарата, входящего в атмосферу Земли на заключительном этапе марсианской экспедиции, и приборно-агрегатного отсека, в состав которого входит корректирующая двигательная установка, элементы систем жизнеобеспечения, терморегулирования, энергопитания, и т.д.

Одними из самых сложных во всех отношениях аэрокосмических летательных аппаратов являются спускаемые аппараты гиперболического диапазона скоростей входа в атмосферу Земли (АКЛА ГДС). Интерес исследователей в последние десятилетия был проявлен к проектированию АКЛА марсианской экспедиции. Баллистическая схема экспедиции, энергетика, эколого-физиологические факторы, связанные с условиями длительного космического полета, чрезвычайно высокая стоимость создания экспедиционного комплекса потребовали самым тщательным образом исследовать все факторы, определяющие состав, массовые и энергетические характеристики марсианского экспедиционного комплекса с целью их минимизации.



Скорости входа, определяемые схемой полета, временными факторами и сроками пребывания экспедиции у Марса, существенно превосходят вторую космическую скорость, освоенную в процессе реализации лунных программ в США и СССР («Зонд», «Аполлон» и т. д.). Реально рассматривавшиеся экспедиционные схемы полета к Марсу выявили три диапазона скоростей входа: ~ 13,5 км/сек (минимальные), 15 - 16 км/сек (наиболее вероятные), и 18 - 21 км/сек (предельные).

Стремление обеспечить максимальную надежность экспедиции переводит завершающие траектории входа в атмосферу Земли в разряд альтернативных. Это происходит в случае возникновения каких-либо неполадок на борту экспедиционного комплекса при убытии экспедиции от Марса, например, при аварии маршевой двигательной установки малой тяги.

Более простым с энергетической точки зрения, методом является вход в атмосферу Земли АКЛА, отделившегося от МЭК за 1 - 2 суток до достижения окрестности Земли. Транспортный космический аппарат, в состав которого входит АКЛА, обеспечивается достаточными ресурсами по энергетике, системам обеспечения жизнедеятельности (СОЖ), системе терморегулирования (СТР), и т. д. После проведения операций по коррекции подлетной траектории производится отстыковка орбитальных отсеков от АКЛА перед входом последнего в атмосферу. Исследования аэродинамических форм аппаратов гиперболического диапазона скоростей входа, проведенные в 1968...1970 гг. как в России, так и в США, остаются актуальными и в настоящее время. Проектирование АКЛА ГДС проводится с учетом основных требований к космическому кораблю марсианской экспедиции. К этим основным требованиям можно отнести:

- численность экипажа,
- масса и габаритные характеристики возвращаемого полезного груза,
- энерговооруженность,
- автономность аппарата входа в части систем обеспечения жизнедеятельности, терморегулирования,
- уровень комфортности аппарата в части перегрузок участка спуска в атмосфере и посадки,
- требование по полигону посадки,

— характеристики системы управления.

Варьируя вышеприведенные основные факторы в реальных диапазонах, определяют проектные характеристики АКЛА, включая его габаритно-массовые характеристики, аэродинамические обводы, и т. д. В статье приведены результаты проектных исследований известных авторов, предложивших рациональные схемы аппаратов входа, приводятся укрупненные массовые характеристики, дающие представление о конструкции и системах корабля возвращения, в том числе массовые сводки приборных систем и оборудования космического корабля капсульного типа класса «Аполлон», выбранного в качестве основного базового варианта корабля возвращения в ряде зарубежных проектов.

Создание аппаратов для скоростей, близких к 13,5 и 15 км/сек, требует увеличения аэродинамического качества по сравнению с аппаратами орбитального или лунного назначения, причем возможности традиционной формы СА «Союз» оказываются практически исчерпанными, а форма корабля «Аполлон», позволяющая обеспечить вход в атмосферу при КГИП МАКС = 0,5, проходит с известными натяжками. Расчеты показывают, что в этом диапазоне скоростей рациональные формы, обеспечивающие КГИП МАКС = 0,6...0,8 и выше. Сочетание вышеуказанных аэродинамических характеристик и возможностей современных систем управления позволяет реально рассматривать аппараты входа бескрылой конфигурации, добиваясь минимизации их массовых характеристик.

На основе анализа проектных исследований проблемы создания аэрокосмического аппарата, входящего в атмосферу Земли с гиперболическими скоростями после завершения марсианской экспедиции можно сделать следующие выводы:

1. Аэродинамическую форму АКЛА следует разрабатывать для наиболее вероятного режима входа в атмосферу ~ 15 км/сек.
2. В качестве рациональной формы, дающей многообразие компоновочных решений и обеспечивающей вход в атмосферу в диапазоне значений аэродинамического качества Кгип = 0,8...1,2 с приемлемыми центровочными характеристиками, является аэродинамическая форма класса «несущий корпус» (рис.б), предпочтительно заостренной конфигурации.
3. Система теплозащиты - абляционного типа. В носовой точке, подверженной интенсивному воздействию радиационных тепловых по-

токов и конвективному нагреву, рационально применить эффективные теплозащитные материалы, такие, как «углерод-углерод», бориды, и т.д., в сочетании с перспективными абляционными материалами. Ввиду значительного роста массы ТЗП АКЛА ГДС по сравнению с СА класса «несущий корпус», входящих в атмосферу Земли с первой или второй космической скоростью, должна быть рассмотрена возможность сброса наиболее массивных элементов ТЗП, не участвующих в работе амортизации корпуса аппарата.

4. В качестве комплекса средств посадки следует ориентироваться на применение парашютных систем, твердотопливных двигателей мягкой посадки и амортизирующих устройств (внешних и внутренних).

5. Система управления АКЛА ГДС аналогична СА класса «несущий корпус» орбитального и лунного вариантов. Заданные условия входа в атмосферу Земли (коррекция траектории с целью входа в приемлемый коридор) обеспечиваются корректирующей двигательной установкой агрегатного отсека, сбрасываемого при входе в атмосферу.

6. Проект АКЛА ГДС аэродинамической формы класса «несущий корпус» является не тупиковым путем, а рациональным типом, рассчитанным на достаточно длительный жизненный цикл, соизмеримый с циклом ТКК «Союз».

В пределах предложенной компоновочной схемы ясно просматриваются возможности для модернизации приборного комплекса, комплекса средств посадки, теплозащиты, и т. д.

#### **ИССЛЕДОВАНИЕ МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СХЕМ «СОЮЗ» и «АПОЛЛОН»**

**В.Е.Миненко, А.Н.Семенов, Г.Е.Белкина  
МГТУ им. Н.Э. Баумана**

В докладе представлены результаты проведенного исследования по определению основных проектных характеристик (массовых и габаритных) спускаемых аппаратов различных форм.

Массовые и габаритные характеристики спускаемых аппаратов (СА) являются наиболее важными проектными характеристиками, во многом определяющими облик СА. В процессе создания СА проектировщики и конструкторы стремятся к снижению массовых характери-

стик космического аппарата. Основную массу СА составляют конструкция, ТЗП и КСП.

Статистический анализ состава конструкции и теплозащиты спускаемого аппарата позволяет достаточно точно оценить массовые характеристики силовой конструкции корпуса СА, конструктивных систем и агрегатов, теплозащиты, комплекса средств посадки, системы исполнительных органов спуска, построенных на принципах СА «Союз».

Определив с помощью статистических зависимостей массу конструкции, теплозащиты и конструктивных элементов функционального назначения, можно оценить проектные возможности спускаемого аппарата для размещения в его объеме экипажа, приборного оборудования и полезной нагрузки. В статье представлен типовой состав конструкции СА.

В проведенном массовом анализе спускаемых аппаратов капсульной схемы были определены следующие принципиальные моменты:

1. Комплекс средств посадки спускаемых аппаратов – парашютно-реактивная система с «холодным» резервированием основной системы (на борту СА размещаются основная (ОСП) и запасная (ЗСП) парашютные системы).

2. В системе исполнительных органов спуска используется концентрированная перекись водорода, запас топлива в баках дублирован.

3. Экипаж СА и время автономного пребывания экипажа в СА аналогичны СА «Союз». Увеличение численности экипажа для СА увеличенных габаритов достигается за счет массового и объемного резерва.

Результаты такого подхода позволяют выявить массовые и объемные характеристики «закрывающей» группы, т.е. полезного груза и свободного объема.

К мероприятиям, влияющим на массовые характеристики СА, можно отнести изменение эргономических нормативов по свободному объему кабины экипажа, изменение плотности компоновки полезного груза, использование более совершенного теплозащитного покрытия с точки зрения массовых и объемных характеристик.

В диапазоне габаритных размеров СА 2,2 – 4,5 м указанный подход к определению массовых характеристик и моментов инерции СА на первом этапе проектирования вполне оправдан и дает достаточно точные оценки, подтвержденные опытом проектирования ряда перспективных изделий.

Полученные зависимости могут использоваться на начальном этапе проектирования спускаемого аппарата для спуска с орбиты (первая космическая скорость).

### **АНАЛИЗ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ПЛАНЕТОХОДА ПРИ ПОНИЖЕННОЙ ГРАВИТАЦИИ**

***А.М.Крайнов***

***Московский авиационный институт***

Представляется развитие методов передвижения планетохода при пониженной гравитации.

Разрабатывается концепция средства транспортировки индивидуального использования перемещения космонавта, перевозки малогабаритных грузов, буксировки транспортных средств ограниченной массы. Анализируются режимы движения с постоянным контактом и прыжкового движения с циклическим контактом с поверхностью.

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

Показаны энергетические преимущества прыжкового движения для определенного диапазона скоростей движения и конструктивное исполнение транспортного средства.

### **РАЗРАБОТКА ГРУЗОВЫХ ПЛАНИРУЮЩИХ ПАРАШЮТОВ. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПОВ ПОЛЕТА ПП (МЯГКАЯ ПОСАДКА, ГЛИССАДА ПЕРЕД ПОСАДКОЙ). ТРЕНАЖЕР ДЛЯ ПОДГОТОВКИ ОПЕРАТОРОВ НАВЕДЕНИЯ ГПП**

***А.Г.Васильченко<sup>1</sup>, С.В.Журин<sup>2</sup>, М.Б.Иванов<sup>1</sup>***

***<sup>1</sup>ФГУП «НИИ парашютостроения»***

***<sup>2</sup>ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева»***

Планирующие парашюты (ПП) и их подкласс грузовые ПП (ГПП), появившиеся в последние десятилетия XX века, в настоящее время все шире применяются для решения различных задач в авиационной, во-

енной и спортивной сфере. С самого начала разработок управляемые планирующие парашютные системы (УППС) стали разрабатываться и 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 обеспечения управляемого планирующего полета с аэродинамическим качеством от 2,5 до 2,7 с массой спускаемого аппарата 1,8 т. Разработка целых семейств людских ПП позволила адаптировать некоторые из этих ПП (с большим качеством и «простым» управлением, не требующим присутствия парашютиста) для ГПП с автоматическим управлением. Так на основе парашютов ПО-9 серии 7 были созданы ГПП для грузов 100-300 кг. Дальнейшее увеличение массы груза привело к выделению ГПП в отдельный подкласс, отличный от людских ПП. Были созданы ГПП ПО-300 на 500 кг, ПО-1000 на 800 - 900 кг, ПО-3000 на 1500 кг, ПП площадью 250 м<sup>2</sup> на 2 - 2,5 т. Достаточно важной вехой была разработка в США ГПП для X-38 массой до 10 т. Постоянное развитие ПП – применение новых форм парашюта-крыла, материалов и технологий – позволило поднять качество с 2 - 3, характерных для первых ПП, до 4 - 5, анонсируемых для создаваемых сейчас ПП. Новые конструкции ГПП позволяют сейчас уже мягко приземлять грузы до 19 т. Особый интерес представляет то, что ГПП на такие грузы стали делать модульными, что существенно проще в производстве. Ведь ГПП на такой груз сам имеет массу порядка тонны и его изготовление превращается в отдельную нетривиальную задачу.

Важный этап работы ГПП – раскрытие. За долгий путь развития парашютов для уменьшения перегрузки при раскрытии разработаны различные схемы рифления (превращающие раскрытие в ступенчатый процесс), для современных людских ПП сейчас применяются слайдеры (превращающие раскрытие в гладкий процесс); очень интересное инженерное решение – специальная организация процесса наполнения крыла путем перепуска потоков воздуха через отверстия в нервюрах; в перспективе это решение может позволить отказаться и от слайдера. При этом существует подкласс ПП, – парапланы, – имеющие очень большое удлинение и качество до 10, которые в принципе нельзя открыть при сбросе с летательного аппарата (ЛА), а только наполнить на ветру (и взлететь на нем).

После того, как ПП раскрыт, система груз-парашют (СГП) превращается в ЛА с управлением посредством отгибания задней кромки, аналогичной элеронам самолета. К задней кромке ГПП прикреплены стропы управления, которые отгибают ее по командам оператора наведения или системы автоматического управления (САУ). Современные ГПП на груз в несколько тонн представляют собой тяжелый аэромягкий ЛА со специфическим управлением (реакции на управляющее воздействие оказываются обратными в отличие от жесткого ЛА). СГП не может уйти на второй круг из-за отсутствия двигателя. Управление таким ЛА превращается в отдельную задачу, включающую планирование полета на определенную маркируемую площадку приземления (МПП), учет сноса по ветру (скорость которого сравнима со скоростью полета самой СГП), и, в завершении полета, обязательный заход по глиссаде снижения против ветра на МПП. Управление такими парашютами должно осуществляться специальными системами в автоматическом режиме. Для реализации САУ необходимо разработать программу управления, т.е. создать алгоритмы, использующие динамическую модель движения ПП. Возникает дилемма – если спроектировать ГПП с высокой горизонтальной скоростью (15 - 20 м/с), он будет эффективно противодействовать ветру на протяжении полета, сможет доставить груз на большое расстояние 30 - 40 км, но придется специально гасить эту скорость перед посадкой, чтобы добиться приемлемых 5 - 6 м/с и не разбить груз. Если же спроектировать ГПП с горизонтальной скоростью 9 - 12 м/с, он сможет пролететь только 15 - 20 км, но погасить горизонтальную скорость перед приземлением будет гораздо проще, обеспечив мягкую посадку. Вот из учета таких нюансов и состоит сейчас работа конструктора ГПП, уже понятно, как обеспечить высокие тактико-технические данные ГПП, но не повредят ли они другим эксплуатационным свойствам конструкции.

Отдельно стоит актуальная проблема выбора МПП из нескольких возможных, которая происходит во время полета СГП, то есть в течении ограниченного времени. При этом нужно знать аэродинамические характеристики (АДХ) ПП исходить из реальной обстановки на местности, учитывать направления ветра в каждой МПП и по пути полета до нее, дальность до каждой из них, рельеф местности.

Для решения проблемы определения АДХ ПП используются испытания в аэродинамической трубе (хотя понятно, что даже в АДТ Т-101 «влезет» только ПП площадью 20 м<sup>2</sup> типа ПО-9-7), ветровые и буксиро-

вочные испытания и много-много математического моделирования. Но такое положение дел сейчас имеет место в конструировании любого высокотехнологического инженерного изделия, постоянные инновации иногда не успевают за возможностями производства.

Одной из целей данной работы являлось создать компьютерную программу, которая моделирует и визуализирует полёт ПП. Разработана динамическая модель парашюта, позволяющая описывать движение парашюта в зависимости от управляющих воздействий. Силовое воздействие на подвешенный груз складывается как векторная сумма аэродинамических сил, приложенных к каждой секции купола парашюта. Управление осуществляется изменением угла атаки задней кромки. При этом, векторная сумма аэродинамических сил, действующих на купол, выходит из продольной плоскости симметрии и парашютная система поворачивается. Вектор скорости набегающего потока при этом всегда остаётся в плоскости симметрии парашюта. Динамическая модель реализована в виде программы на языке C#. Визуализация сделана с помощью библиотеки Microsoft XNA Game Studio 3.1.

В настоящее время модель ПП размером  $1 \text{ м}^2$  превратилась в отправной пункт новой конструкторской разработки. Сейчас делается людской ПП  $21 \text{ м}^2$ , который может проверить парашютист в реальном полете. Дальше предполагается делать ГПП  $250 - 300 \text{ м}^2$  на груз 3 - 4 т (это масса КА «Союз»). И, наконец, востребованный сейчас ГПП  $800 - 900 \text{ м}^2$  на груз 8 т. В США он разрабатывался для системы посадки КА X-38 (но не применялся). На таком ГПП теоретически можно приземлять уже КА нового поколения, что пока не удалось сделать даже в США.

#### **ОБ УПРАВЛЕНИИ ПЛАНИРУЮЩИМИ ПАРАШЮТНЫМИ СИСТЕМАМИ**

***В.А.Каримов, А.А.Шилов***

***Центральный аэрогидродинамический институт  
им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ)***

Планирующие парашютные системы (ППС) развиваются как самостоятельный вид транспортных средств для доставки грузов в заданный район или в намеченную точку после сброса с самолета. Отдельный интерес вызывает применение парашютных планирующих систем для повышения точности приземления космических аппаратов при возвращении с орбиты после полета (например, проект X-38).

Принято считать, что с некоторой условностью траектория движения ППС при выполнении автоматической посадки состоит из этапа



предпосадочного маневрирования и этапа прицельного маневрирования – собственно наведения в намеченную точку посадки (НТП).

На этапе предварительного маневрирования из практических соображений можно построить последовательность разворотов ППС, улучшающих тактическую ситуацию, например, с точки зрения запаса высоты и выхода ППС в подветренную сторону от НТП. Когда по мере снижения ППС запас высоты, рассчитываемый по определенному типу траектории, достигает критического значения, принимается решение о выполнении прицельного маневра захода на посадку. Методы, применяемые для реализации такой тактики, зависят от маневренных возможностей ППС, полноты навигационного обеспечения и способов управления, которые предназначены для максимального использования резервов навигационного обеспечения и характеристик управляемости ППС.

С позиций организации управления ППС можно условно разделить на относительно легкие, рассчитанные на 200 - 500 кг полезного груза, и тяжелые. Такое разделение, в первую очередь, связано с тем, что тяжелые системы имеют большие характерные времена маневрирования. Траектории предпосадочного маневрирования тяжелых грузовых парашютных систем в значительной степени отличаются от траекторий легких и средних ППС, поскольку для тяжелых систем, как правило, не допустимо выполнение интенсивного маневрирования, например, на этапе рассеивания избыточной высоты.

На протяжении нескольких лет в ЦАГИ под руководством и непосредственным участии А.А.Шилова велись работы по созданию алгоритмов автоматического управления как для легких ППС, так и для тяжелых, на этапах предварительного и прицельного маневрирования. При разработке или коррекции алгоритмов управления ППС принимается, что тем или иным способом необходимая навигационная информация обеспечивается и имеется в распоряжении, а конкретный состав навигационной аппаратуры для конкретной ППС определяется в соответствии с ее проектом. Также предполагается, что часть необходимой информации является результатом обработки выходных сигналов приемника спутниковой навигационной системы (ГЛОНАСС или NAVSTAR). Для обеспечения управления ориентацией по курсу привлекаются либо электронные компасы, либо авиационные радиоконпасы.

Для моделирования динамики пространственного движения ППС создана математическая модель, описывающая движение ППС как

связку из трех тел – купола с системой строп, блока управления и полезного груза, соединенных упругими связями, моделирующих основные стропы и грузовую стропу, связывающую блок управления и груз. Для алгоритмов управления, требующих наличия опорной траектории для обеспечения терминального управления, применялась методика расчета этой траектории с использованием теории оптимального управления.

Результаты математического моделирования пространственного движения ППС показывают, что применение разрабатываемых алгоритмов может обеспечить требуемые характеристики точности при наведении в НТП.

Кроме разработок алгоритмов управления ППС в ЦАГИ проводятся испытания планирующих парашютов в больших аэродинамических трубах. В частности, в 2010 г в рамках научно-исследовательской работы проведена серия аэродинамических экспериментов по определению характеристик боковой устойчивости и управляемости планирующего парашюта.

В перспективе существующие наработки могут быть положены в основу создания бортовых алгоритмов автоматического управления грузовых ППС при наведении в НТП.

**КОМПЬЮТЕРНАЯ МОДЕЛЬ РАСКРЫТИЯ ПАРАШЮТА С ДВУМЯ  
СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ ПРИ ОСЕСИММЕТРИЧНОМ  
ПОТЕНЦИАЛЬНОМ ОБТЕКАНИИ.  
УСТОЙЧИВОСТЬ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ МЯГКИХ СЕТЧАТЫХ  
ПНЕВМОБОЛОЧЕК ПРИ ОСЕВОМ СЖАТИИ**

***А.П.Пономарев***

***ФГУП «НИИ Парашютостроения»***

***e-mail: [apon76@mail.ru](mailto:apon76@mail.ru)***

В развитие прошлогоднего доклада, здесь рассматривается осесимметричная модель парашюта, состоящая из конического купола, (типа «зонтик»), нескольких строп и спускаемого точечного груза. Модель имеет две степени свободы: расстояние, пройденное вершиной купола вниз, и угол раскрытия  $q_2$ , определяемый углом полураствора конуса. За основу взято потенциальное обтекание купола, в качестве уравнений движения модели – уравнения Лагранжа второго рода.

Модифицируется определение трех коэффициентов присоединенных масс – моментов инерции купола на случай деформируемого

тела. Приводятся графики этих трех функции:  $\lambda_{11}$ ,  $\lambda_{12}$  и  $\lambda_{22}$ , зависящих от угла раскрытия, которые определяются численно методом дискретных особенностей (присоединенных дискретных кольцевых вихрей).

Масса  $\lambda_{11}$  совпадает с “классической” присоединенной массой. При  $q_2 = 90^\circ$  конус превращается в круглую пластину, для которой известно полученное аналитическим путем значение  $\lambda_{11} = 8/3$  (при радиусе пластины  $r = 1$  и плотности среды  $\rho = 1$ ), а также распределение вихрей, из которого следует, что  $\lambda_{12} = -\pi/2$ .

Из полученного численно решения, представляющего, в общем случае, колебания с возрастающей частотой, берется начальный этап. Для начальных условий, соответствующих куполу, вытянутому по потоку, на этом этапе происходит с возрастающей скоростью увеличение угла раскрытия, а также наблюдается характерный “пик” усилий растяжения в стропах, соответствующий “рывку” при раскрытии реального парашюта. Зависимость максимума усилия от скорости ввода парашюта в поток газа приблизительно пропорциональна ее квадрату. Имеется информация о том, что подобная задача раскрытия “парашюта-зонтика” решалась также в вычислительном комплексе “Ansys”.

Модели сетчатой оболочки применяются для расчета изделий из перспективных, например, композитных материалов, тканей (с покрытием и без) и др. Сетчатые оболочки образуются двумя семействами шарнирно соединенных в узлах растяжимых стержней, ориентированных в случае ткани – по направлениям нитей утка и основы; в случае композита – под углами армирования.

Пусть имеется расположенная вертикально осесимметричная оболочка, с избыточным внутренним давлением газа. Нижнее основание закреплено, на верхнем – расположен груз весом  $P$ . Требуется исследовать устойчивость пневмооболочки.

Для рассматриваемых конструкций были проведены расчеты НДС численным методом второго порядка минимизации потенциальной энергии оболочки. Такой подход требует вычисления матрицы жесткости оболочки – второй производной потенциальной энергии. Соответствующий итерационный процесс совпадает с режимом нелинейных задач в известных вычислительных комплексах МКЭ. Распространенный при расчетах мягких оболочек метод установления относится к методам минимизации первого порядка, так как использует лишь вектор внутренних узловых усилий, являющийся градиентом потенциальной энергии, и его применение к задачам устойчивости – затруднительно.

Расчеты показали, что при значениях нагрузки  $P$ , меньших некоторого порога  $P_{кр}$ , реализуется нагруженная форма оболочки близкая к симметричной, тогда как для значений  $P > P_{кр}$  нагруженная форма становится существенно несимметричной.

Таким образом, во втором случае теоретически возможная симметричная нагруженная форма является неустойчивой. Поэтому величину  $P_{кр}$  следует принять за критическую силу - минимальную, при которой происходит потеря устойчивости симметричной формы.

Приводятся два примера: цилиндрическая тканая пневмооболочка, выступающая в роли несущего «столба», при подъеме аэродромной улавливающей сети, и днище композитного баллона давления, выполненного непрерывной намоткой нити, с нагрузкой, равномерно распределенной по границе полюсного отверстия. Получены зависимости критической силы от величины внутреннего давления и жесткости стенки пневмооболочки.

#### **НЕКОТОРЫЕ АЛГОРИТМЫ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ РАЗМЕЩЕНИЯ МЯГКИХ ОБОЛОЧЕК И ИХ РЕАЛИЗАЦИЯ**

*С.В.Андреев, А.И.Шулепов*

*Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королева*

В конструкции летательных аппаратов используются элементы, представляющие собой мягкие оболочки (МО).

К настоящему времени способы укладки МО получались исключительно опытным путём. Растущий интерес к применению трансформирующихся элементов на основе МО в составе КА заставляет искать методы компоновки МО, поскольку экспериментальная отработка оказывается весьма затруднительной.

Существующие методы решения задач размещения базируются, на использовании методов оптимизации.

При всех своих достоинствах оптимизационный подход на практике показал свою несостоятельность в силу специфики современной организации проектно-конструкторских работ. При таком подходе не учитывается нечёткий характер размеров размещаемых блоков. Кроме того, построение ограничений целевой функции зависящих от ряда трудно формализуемых факторов как и построение самой целевой функции приходится производить индивидуально для каждой задачи, что крайне трудоёмко.

Кроме того традиционные модели используемые в задачах размещения мало подходят для МО.

Рассматриваются разновидности стохастических алгоритмов решения задачи размещения мягких оболочек. Предпринята попытка алгоритмизировать наработанный экспериментальный опыт размещения МО с целью получения

В качестве требований к сложенному виду рассматривались ограничения на положение центра масс. Разработан программный пакет интерфейсная часть которого реализована средствами RapiQ-Basic. Собственно алгоритмы размещения и правила для ограничений реализованы на языке Prolog.

#### **МОДЕЛИРОВАНИЕ И ЛАБОРАТОРНЫЕ ИСПЫТАНИЯ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ МКА «ЧИБИС-М»**

***М.Ю.Овчинников<sup>1</sup>, e-mail: [ovchinni@keldysh.ru](mailto:ovchinni@keldysh.ru)***

***Д.С.Иванов<sup>1</sup>, e-mail: [danielivanov@mail.ru](mailto:danielivanov@mail.ru)***

***С.С.Ткачев<sup>1</sup>, e-mail: [stevens\\_l@mail.ru](mailto:stevens_l@mail.ru)***

***Д.С.Полдугин<sup>2</sup>, e-mail: [rolduginDS@mail.ru](mailto:rolduginDS@mail.ru)***

***С.О.Карпенко<sup>3</sup>, e-mail: [lemon@scanex.ru](mailto:lemon@scanex.ru)***

**<sup>1</sup>ИПМ им. М.В.Келдыша РАН**

**<sup>2</sup>Московский физико-технический институт**

**<sup>3</sup>ИТЦ "СканЭкс"**

Рассматривается система ориентации МКА, содержащая наборы маховиков и токовых катушек, набор солнечных датчиков, трехосный магнитометр и три одноосных датчика угловой скорости.

В ИПМ им. М.В. Келдыша РАН исследованы алгоритмы управления ориентацией, а также алгоритмы определения ориентации этого аппарата. Для демпфирования начальной закрутки при отделении спутника разработан алгоритм гашения угловой скорости с помощью токовых катушек. Стабилизация и переориентация аппарата выполняется с помощью алгоритмов управления на основе маховичной системы. В ИПМ также проведена калибровка датчиков определения ориентации аппарата и токовых катушек. Получены калибровочные коэффициенты для каждого датчика, исследована зависимость характеристик приборов от температуры.

Приводятся результаты лабораторных и численных испытаний алгоритмов управления ориентацией с помощью маховичной системы и токовых катушек. Испытаны локальные алгоритмы определения ориен-

тации и статистические на основе фильтра Калмана. Проанализированы результаты экспериментов, на показавшие, что статистические алгоритмы сходятся за допустимое время и имеют рассчитанную теоретически точность определения ориентации. Экспериментально проверена методика настройки фильтра Калмана.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 09-01-00431) ИТЦ “СканЭкс” (контракт № 9/0506-СП).

**РАЗРАБОТКА ЛАБОРАТОРНОГО СТЕНДА ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОТЫ МАКЕТА ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА ОРИЕНТАЦИИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

***А.А.Дегтярев<sup>1</sup>, e-mail: [degtal@yandex.ru](mailto:degtal@yandex.ru)***

***С.С.Ткачев<sup>1</sup>, e-mail: [stevens\\_1@mail.ru](mailto:stevens_1@mail.ru)***

***Д.А.Мыльников<sup>2</sup>, А.В.Быков<sup>2</sup>, К.О.Железнов<sup>2</sup>, И.В.Сластенков<sup>2</sup>***

***<sup>1</sup>Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН***

***<sup>2</sup>Московский физико-технический институт***

Одной из самых актуальных задач при подготовке космических миссий является наземная отработка различных датчиков ориентации, которые предполагается использовать на аппарате. Настоящая работа посвящена созданию и отработке лабораторного стенда макетирования работы звездной камеры (звездного датчика), позволяющего проводить полунатурное моделирование работы сенсора.

Для отработки макета звездной камеры в учебно-исследовательской Лаборатории “Управление и динамика сложных информационно-механических систем”, созданной на базе кафедры теоретической механики МФТИ, создан лабораторный стенд, позволяющий проводить тестирование различных этапов работы датчика. Рассматриваются вопросы программно-аппаратного моделирования (имитации) звездного неба, наблюдаемого при движении камеры. Решается задача предварительной калибровки стенда. Детально проработаны и программно реализованы различные алгоритмы обработки изображений, идентификации звездных конфигураций и определения вектора фазового состояния системы. Большое внимание уделяется вопросам точности и быстродействия разрабатываемых алгоритмов.

Второй этап работы посвящен вопросам проектирования, разработки и тестирования многофункционального программного комплекса для управления стендом моделирования. Основные требования накладываемые на программный продукт – модульная схема построения и

возможность гибкого масштабирования сторонними разработчиками. Разработанный пользовательский интерфейс объединяет в себе возможность задания параметров модели, движения, калибровки, отображения, контроля над работой камеры и при этом является легким в обращении. Все алгоритмы работы звездного датчика написаны в виде, легко переносимом на встроенный вычислитель.

Работа поддержана грантом Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых российских ученых - кандидатов наук (МК-2020.2010.1).

**ВЫБОР МЕСТ УСТАНОВКИ ВНЕШНИХ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКИХ  
АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ НА ОСНОВЕ МОДЕЛИРОВАНИЯ  
ЦЕЛЕВОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ**

***В.И.Куренков, Н.Р.Стратилатов, О.Г.Федоренко, Л.Б.Шилов***

***Самарский государственный аэрокосмический университет***

***имени академика С.П. Королева***

***ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»***

***e-mail: [kvi.48@mail.ru](mailto:kvi.48@mail.ru)***

На начальных этапах проектирования космических аппаратов (КА) наблюдения часто возникают задачи выбора мест установки внешних элементов КА: панелей солнечных батарей (СБ), навесных радиаторов охлаждения (РО) системы обеспечения теплового режима, передающих и принимающих антенных устройств (АУ) и др.

К каждому виду таких устройств предъявляются свои требования, например, минимальное среднесуточное отклонение нормали к плоскости панели СБ от направления на Солнце, максимальное время радиовидимости спутника-ретранслятора (СР) или наземных пунктов приема информации (НППИ) с КА наблюдения, минимальное среднесуточное время освещения Солнцем панелей РО и т.п. При этом необходимо учитывать затенение или экранирование рассматриваемых устройств элементами конструкции КА.

Решения такого рода задач не известны. Для оценки функций распределения и плотности распределения среднесуточного времени воздействия тех или иных факторов на внешние устройства КА был разработан комплекс математических моделей, алгоритмов и программного обеспечения (ПО). Этот комплекс, в свою очередь, был встроен в ранее разработанное авторами ПО для оценки целевых показателей эффек-

тивности: детальности, периодичности, оперативности и производительности КА наблюдения.

Суть моделирования заключается в следующем. Составляется объемная геометрическая модель внешнего облика КА. В каждый момент времени имитации орбитального движения в базовой системе координат (СК) рассчитываются координаты единичных векторов, направленных от анализируемых внешних устройств КА в нужные точки космического пространства в зависимости от поставленной задачи (на Солнце, на СР, на НППИ и т.п.). При этом производятся необходимые пересчеты координат этих векторов из гринвичской СК в неподвижную геоцентрическую, далее в геоцентрическую орбитальную, в барицентрическую орбитальную и, наконец, в базовую СК с учетом имитации поворотов КА по углам тангажа и крена. Затем с помощью геометрической модели КА оценивается степень затенения рассматриваемых устройств. Далее осуществляется приращение времени имитации и регистрируется накопленное время анализируемого параметра за сутки полета КА. Сравнивая различные варианты компоновки с учетом существующих ограничений, можно определить предпочтительные места установки внешних элементов КА.

**СИСТЕМА УЧЕТА ВЕТРОВОЙ ОБСТАНОВКИ ПЕРЕД ПУСКОМ  
РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ В ПРОГРАММЕ ВЫВЕДЕНИЯ С ЦЕЛЬЮ  
ОБЕСПЕЧЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОСТИ**

*Е.А.Ендуткина<sup>1</sup>, Б.А.Титов<sup>2</sup>*

<sup>1</sup>*ФГУП «Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс»*

*e-mail: [endutkina.ea@mail.ru](mailto:endutkina.ea@mail.ru)*

<sup>2</sup>*Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева*

*e-mail: [titov@ssau.ru](mailto:titov@ssau.ru)*

Данная работа посвящена проблеме обеспечения управляемости движения ракет-носителей (РН) с крупногабаритным надкалиберным головным обтекателем (ГО).

Целью работы является увеличение вероятности пуска РН с крупногабаритным надкалиберным ГО при ветровых характеристиках, полученных по результатам зондирования атмосферы перед пуском РН.

Перед пуском РН проводится моделирование возмущенного движения РН с фактическими характеристиками ветра. При невыполнении



ограничений, накладываемых на параметры движения РН, пуск РН откладывается.

Необходимость обеспечения управляемости движения РН приводит к достаточно жестким ограничениям на фактические характеристики ветра, при которых возможен пуск РН. В настоящее время при расчете бортового полетного задания (ПЗ) учитываются систематические составляющие скорости ветра, однако, предпосылки к переносу пуска РН существуют более чем в 50 % случаев ветровой обстановки. С целью расширения ограничений на допустимые ветровые возмущения для обеспечения управляемости РН необходим оперативный расчет опорных программ выведения в ПЗ с учетом профиля ветра при пуске РН.

В данной работе во избежание отмены пуска РН предлагается рассчитывать полетное задание с профилем ветра со сглаживанием флуктуаций. Возмущенное движение РН в этом случае будет происходить при действии ветра с профилем, являющимся разностью между фактическим и сформированным профилями.

Научная новизна работы состоит в следующем:

1. Сформулирована задача о расчете программы выведения РН с профилями ветра, сформированными со сглаживанием флуктуаций, в качестве метода обеспечения управляемости и увеличения вероятности пуска РН.

2. Построена математическая модель возмущенного движения РН на атмосферном участке полета с учетом технических решений, принятых в системе управления, и алгоритмов работы контура ограничения углов атаки.

3. Разработана методика формирования профилей ветра, предлагаемых учитывать в программе выведения РН. Методика основана на использовании фактической скорости ветра, характеризующейся колебательным характером.

4. Разработан алгоритм выбора профиля ветра, предлагаемого для учета в программе выведения РН.

### **ДВУХРЕЖИМНЫЙ (СУБОРБИТАЛЬНЫЙ, КРЕЙСЕРСКИЙ) РАКЕТОПЛАН ВОЗДУШНОГО СТАРТА НАУЧНО-ПРИКЛАДНОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

**Ю.Г.Егоров, С.А.Тузиков**

**Московский авиационный институт**

Аэрокосмическая система научно-прикладного назначения строится на основе пилотируемого суборбитального ракетоплана, стартующе-

го со сверхзвукового самолета-истребителя. Аппарат предназначен для отработки двух критических режимов многоцелевого ракетоплана: суборбитального полета до высоты 130 км, крейсерского (максимальной дальности) и пилотажного полета с вариацией режимов спуска и посадки. Ракетоплан используется для отработки гиперзвуковой аэродинамики и динамики полета, тепловых режимов «горячей» конструкции и имитации спуска с орбиты. Областью применения ракетоплана является освоение техники пилотирования, тренировочных полетов космонавтов с имитацией элементов космического полета – выведения, невесомости, аэродинамического спуска и посадки, а также для аэрокосмического спорта.

Ракетоплан с помощью самолета-носителя выводят на заданные высоту и угол наклона траектории со сверхзвуковой скоростью, затем доразгоняют с помощью бортового двигателя до гиперзвуковой скорости.

По первой программе ракетоплан выводят на баллистическую траекторию суборбитального полета с высотой до 130 км, затем на атмосферный участок программы пилотажа, осуществляют маневрирование при планировании, торможение и самолетную посадку.

По второй «крейсерской» программе, ракетоплан после отделения от самолета-носителя доразгоняют до гиперзвуковой скорости и переводят на режим планирования при максимальном аэродинамическом качестве с завершающим этапом самолетной посадки.

Аэробаллистические характеристики ракетоплана: гиперзвуковое аэродинамическое качество  $K \approx 2,5$  и удельная нагрузка на крыло  $P_{кр} = 170...200 \text{ кг/м}^2$  достигаются за счет расположения фюзеляжа в аэродинамической тени крыла при минимальных радиусах затупления крыла и фюзеляжа.

Для обеспечения работоспособности конструкции в условиях аэродинамического нагрева планера предусматривается применение жаропрочных материалов из нержавеющей стали, сплавов никеля, титана. На передних кромках крыльев большой стреловидности и нижней поверхности крыла планируется использовать сплав, сохраняющий прочностные характеристики до температуры  $590^\circ\text{C}$ . Теплозащита носка фюзеляжа как наиболее теплонагруженной части конструкции обеспечивается жаропрочным материалом многократного использования.

Представленная концепция аэрокосмической системы научно-прикладного назначения отличается использованием гарантированного парка стандартных самолетов-носителей.

Создание гиперзвукового суборбитального ракетоплана горячей конструкции многоразового использования, имея научное и спортивно-прикладное назначение, развивает современные тенденции:

- воздушного старта,
- суборбитального полета,
- совершенствования горячей конструкции,
- развития направлений экстремального аэрокосмического спорта,
- внедрения коммерческих инновационных программ.

**ТРУБОПРОВОДНЫЕ МАГИСТРАЛИ РАКЕТ  
С СИЛЬФОННЫМИ ВСТАВКАМИ.  
ГЕРМЕТИЧНЫЙ ПРИВОД СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ СОЛНЕЧНЫХ  
БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

*В.С.Дудников*

*Днепропетровский национальный университет, Украина*

*e-mail: [dudnikovvs@rambler.ru](mailto:dudnikovvs@rambler.ru)*

Общеизвестно применение сильфонных компенсаторов в составе трубопроводов систем питания и наддува жидкостных ракет. Однако наличие в составе трубопровода податливого в осевом направлении элемента приводит к тому, что на участки магистрали начинает действовать распорное усилие, пропорциональное квадрату диаметра трубопровода и давлению в магистрали, которое передается на стыкуемые с ним узлы, а также на элементы крепления. Все это требует усиление этих мест и приводит к увеличению веса конструкции ракеты.

Для устранения этого явления применяют ряд конструктивных мер:

- 1) при больших диаметрах магистрали и небольших давлениях на сильфоны устанавливают регулируемые стяжки;
- 2) при малых и средних диаметрах магистрали и больших давлениях сильфоны заключают в металлическую оплетку, которую натягивают непосредственно при монтаже (в двигательных установках) или после монтажа.

Однако эти конструктивные решения обладают существенными недостатками:

- 1) предварительно нагружают магистраль в направлении, противоположном рабочему нагружению;
- 2) необходимо контролировать силу натяжения стяжек и оплетки, что затрудняет монтаж;
- 3) неэффективны при повышенных температурах, так как температурные удлинения магистрали, которые воспринимаются сильфоном, сжимая его, ликвидируют предварительное натяжение стяжек или оплетки.

Указанных недостатков можно избежать, если в состав магистрали ввести два сильфона, установленных рядом под углом друг к другу, например, через угловой переходник, дав при этом возможность этому переходнику свободу перемещения в пространстве или в плоскости расположения сильфонов, а элементы продольного крепления магистрали выполнить скользящими, не препятствующим температурным удлинениям. В этом случае при подаче давления и прогреве магистрали сильфоны будут постоянно находиться в растянутом состоянии, ограничиваемом стяжкой или оплеткой, которые и замыкают на себе внутреннее распорное усилие, не передавая его на смежные узлы.

Рассмотренная схема магистрали реализована на одной из боевых ракет с горячей системой наддува топливных баков.

Как известно, энергоснабжение систем космических летательных аппаратов (КЛА) осуществляется с помощью солнечных батарей. Они находятся в условиях космического вакуума и приводятся в движение изнутри КЛА. В связи с этим необходима разработка надежных герметичных вводов вращательного движения. При этом они должны удовлетворять особо высоким требованиям по кинематической точности, плавности работы при минимальном угловом люфте, удельной нагрузочной способности, обеспечивающей минимальные габариты и массу, коэффициенту полезного действия, износостойкости и т.д. В этом отношении волновые герметичные передачи не имеют конкурентно-способных соперников.

Для одного из отечественных КЛА автором разработан специальный герметичный электропривод. При помощи фланцевого соединения он герметично подсоединяется изнутри к корпусу КЛА. Подвод электропитания осуществляется через штепсельный разъем. Соединение элементов корпуса привода выполнено фланцевым негерметичным. В корпусе отсутствуют сквозные незакрытые отверстия, пазы, через которые внутрь могут попадать пыль, грязь, вода и другие инородные

предметы. В свою очередь, продукты износа элементов электропривода не могут попасть на рядом расположенные узлы и агрегаты внутри КЛА. Три одновременно работающих электродвигателя через магнитные муфты (гистерезисные тормоза) раскручивают маховик, используемый для угловой стабилизации КЛА. Движение от маховика через двухступенчатую цилиндрическую передачу и магнитную муфту передается на выходной вал герметичного, волнового редуктора с отбором движения на негерметичный волновой редуктор. После негерметичного редуктора движение через двухступенчатую цилиндрическую передачу передается к коммутатору программно-временного устройства.

Для предохранения двигателей от больших токов во время пуска, останова и реверса сходу между ними и маховиком установлены предохранительные муфты предельного момента. Учитывая длительный ресурс привода, циклический режим работы в качестве муфт предельного момента использованы магнитные гистерезисные тормоза типа ГТ-3, ограничивающие передаваемый момент величиной 0,1 Н·м (0,01 кгс·м). На входе в герметичный волновой редуктор также установлена муфта предельного момента, которая исключает повреждение привода с потерей герметичности при неправильной эксплуатации во время проведения регламентных работ и проверок, а также в аварийной ситуации (заклинивание, чрезмерное возрастание сопротивления вращению). В целях унификации также использован магнитный гистерезисный тормоз типа ГТ-3. Включение в кинематическую цепь предохранительных муфт уменьшило нагрузки, особенно динамические, на звенья цепи, что позволило уменьшить их габариты, повысить нагрузочную способность и долговечность.

Параметры двигателей выбраны из такого расчета, чтобы даже при отказе двух из них третий обеспечил бы работоспособность всего привода.

**ОБЕСПЕЧЕНИЕ ФИЗИОЛОГИЧЕСКОЙ И ПОЖАРНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ В  
ГЕРМОТСКЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С НОГОКОМПОНЕНТНОЙ  
АТМОСФЕРОЙ С УЧЕТОМ ВРЕМЕНИ АВАРИЙНОЙ РАЗГЕРМЕТИЗАЦИИ**

***Н.С.Демидова, А.В.Бочков, М.В.Дворников  
Московский авиационный институт***

Известны разработки использования для атмосферы пилотируемых космических систем газовых смесей (кислород, азот, аргон), обеспечивающие жизнедеятельность и пожарную безопасность в пределах

давлений (760...354)·133Па. Время падения давления до минимального допустимого должно быть достаточным, чтобы экипаж мог применить индивидуальные средства защиты или покинуть отсек, установить места негерметичности и провести ремонтные работы.

Достоинство гипоксических газовых смесей с аргоном до 50 % выражается в сохранении уровня потребления кислорода, равного такому при дыхании атмосферным воздухом, что благоприятствует адаптации к дискомфорту и одновременно обеспечению пожарной безопасности.

Проведен сравнительный анализ по массе ликвидации декомпрессии за счет баллонного запаса с начальной атмосферой воздушной и гипоксических газовых смесей с аргоном.

Обоснован состав азотно-кислородно-аргоновой смеси по параметру интегрального массового числа. Определена допустимая степень разгерметизации (падения давления, расход истечения, резервное время при разгерметизации), параметры декомпрессии с позиций медико-биологической, пожарной безопасности и продолжительности процесса при нарушении герметичности (метеорное поражение, механические дефекты в элементах стыковки, разгерметизации сварных швов, нештатном срабатывании дренажных клапанов) при различных объемах гермокабины.

Варьировались объем отсека 100-390 м<sup>3</sup>, диаметр отверстия  $d = (2,2...5) \cdot 10^{-2} \text{ м}^2$ , диапазон доли аргона 10-50 %, допустимый уровень парциального давления кислорода (354...150)·133 Па с учетом газового состава смеси. Проектные параметры определяются исходя из анализа модели истечения из замкнутого объема газовой смеси заданного состава, с учетом начального давления и физиологически допустимого парциального давления кислорода.

Построены зависимости времени разгерметизации от объема и состава газовой смеси.

**ПРОЦЕДУРА ОПТИМИЗАЦИИ КОНСТРУКЦИИ КРЫЛА  
ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ МНОГОРАЗОВОГО  
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТУРИСТИЧЕСКОГО КЛАССА**

***С.В.Резник, Т.Г.Агеева***  
***МГТУ им. Н.Э. Баумана***  
***e-mail: [sreznik@bmstu.ru](mailto:sreznik@bmstu.ru)***

Для многоразовых космических аппаратов туристического класса (МКА ТК) перспективна крылатая компоновочная схема. Расчеты показывают, что на крыло МКА ТК будут действовать значительные аэродинамические нагрузки, вызванные высокой скоростью полета и большим углом атаки при входе в плотные слои атмосферы. При проектировании крыла желательно добиться минимальной массы и стоимости при заданных ограничениях на допустимые отклонения профиля и уровень напряжений. Наилучшим образом для решения этой задачи подходят конструкции из композиционных материалов (КМ).

В работе предложена методика проектирования и оптимизации крыла из КМ для МКА ТК «Одуванчик». Крыло представляет собой гибридную композитную конструкцию: слои обшивки выполнены из стеклопластика (СП) и углепластика (УП) на эпоксидном связующем, внутренний наполнитель – из пенополиуретана (ППУ), лонжерон – из УП.

Сложность создания гибридной композитной конструкции заключается в нахождении рационального сочетания различных видов материалов, выборе углов ориентации армирующих волокон, определении относительного количества монослоев с заданными углами укладки. Для оптимизации по массе и стоимости конструкции необходимо выполнить ряд прочностных и тепловых расчетов, изменяя ее структуру до достижения минимальной массы при заданном коэффициенте запаса прочности. В работе напряженно-деформированное состояние многослойной конструкции крыла рассчитывалось при помощи конечно-элементной программы PATRAN.

При оценке работоспособности конструкции использовался критерий максимальных напряжений. В соответствии с этим критерием, максимальные напряжения в каждом из слоев обшивки сравнивались с предельными, и определялся коэффициент запаса прочности. Принималось, что для обеспечения работоспособности он должен быть не менее двух.

В работе рассмотрено два варианта крыла: с обшивкой, выполненной из СП, и с обшивкой из УП. В обоих случаях предполагалось, что лонжерон изготовлен из УП. Применение УП обшивки позволяет снизить массу конструкции на 4-5 %, однако, СП в 5-6 раз дешевле, чем УП.

В результате проведенных расчетов определены рациональные параметры конструкции, сочетание которых обеспечивает снижение стоимости конструкции на 27 % и увеличение относительной массы

крыла на 0,8 % по сравнению с крылом, у которого обшивки выполнены полностью из стеклопластика.

Планируется продолжить разработку комплексной методики проектирования МКА ТК в части более полного учета изменения температуры элементов конструкции под действием аэродинамического нагрева.

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

---