

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ  
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ «МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ  
ИНСТИТУТ  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

На правах рукописи



Торрес Санчес Карлос Херардо

**МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ СХЕМНО-ТЕХНИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ  
МАЛЫХ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ СПУСКАЕМЫХ  
АППАРАТОВ**

Специальность – 05.13.01 Системный анализ, управление и обработка  
информации (Авиационная и ракетно-космическая техника)

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Научный руководитель:

доктор технических наук,

Воронцов Виктор Александрович

Москва 2018

## ОГЛАВЛЕНИЕ

<b>ВВЕДЕНИЕ .....</b>	<b>4</b>
<b>1 ФОРМИРОВАНИЕ СХЕМ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ МАЛЫХ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ .....</b>	<b>14</b>
1.1 Постановка задачи.....	14
1.2 Схемные решения ввода средств торможения в действие и факторы, влияющие на их выбор.....	17
1.3 Классификация малых автоматических космических спускаемых аппаратов МАКСА.....	23
1.4 Малые космические спускаемые аппараты и унифицированные платформы .....	27
1.5 Системы ввода в действие МАКСА.....	30
1.6 Вход и схема спуска в атмосфере Земли .....	34
<b>2 МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ.....</b>	<b>45</b>
2.1 Геометрические и массовые модели .....	45
2.1.1 Массовые модели .....	46
2.1.2 Геометрические модели.....	51
2.2 Аэродинамические и тепловые модели .....	61
2.2.1 Внешние условия функционирования в атмосфере .....	61
2.2.2 Уравнения движения МАКСА баллистического спуска .....	65
2.2.3 Уравнения движения в неспокойной атмосфере (с учётом ветра).....	66
2.3 Аэродинамические модели .....	69
2.4 Модель парашюта .....	71
2.5 Тепловые модели.....	83
2.6 Модель в экстремальных условиях .....	90
2.7 Вероятностные модели оценки проектных параметров.....	92
<b>3 РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ .....</b>	<b>99</b>
3.1 Проверка результатов .....	99
3.2 Анализ траектории спуска вариантов с жесткими аэродинамическими экранами.....	101
3.2.1 Выбор формы МАКСА.....	102

3.2.2 Выбор угла входа .....	104
3.2.3 Масса тепловой защиты .....	107
3.3 Расчет параметров парашютной системы.....	107
3.3.1 Расчет параметров системы с двумя парашютами .....	108
3.3.2 Расчет параметров системы с одним парашютом.....	111
3.3.3 Сравнение системы с одним и двумя парашютами .....	112
3.4 Расчет массовой доли ТЗП при экстремальных условиях и методом эквивалентных возмущений .....	113
3.4.1 Расчеты аэродинамического торможения при экстремальных условиях и методом Доступова.....	113
3.4.2 Расчет проектных параметров парашютной системы при экстремальных условиях и методом эквивалентных возмущений.....	114
3.5 Расчет проектных параметров варианта с надувными тормозными устройствами .....	118
<b>4 ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ В МЕЖДУНАРОДНОЙ КООПЕРАЦИИ.....</b>	<b>121</b>
4.1 Космическая деятельность России.....	121
4.2 Перспективы стран Латинской Америки и Карибского бассейна .....	128
4.3 Международное сотрудничество и кооперация Мексиканских Соединённых Штатов в сфере космической деятельности.....	130
4.4 Международное сотрудничество и кооперация между Российской Федерацией и Мексиканскими Соединёнными Штатами в сфере космической деятельности. ....	132
<b>ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....</b>	<b>137</b>
<b>СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ.....</b>	<b>139</b>

## **ВВЕДЕНИЕ**

Благодаря достижениям в области электроники, вычислительной техники, материаловедения удалось улучшить энергомассовые характеристики платформ космических аппаратов таким образом, что получена возможность создать новый класс космических аппаратов, которые относятся к малым по массогабаритным характеристикам, но являются аппаратами среднего класса по своим функциональным возможностям [66, 86].

Создание малых космических аппаратов (МКА) является на сегодня одним из наиболее развивающихся и перспективных направлений космической техники. Работы по этому направлению признаны актуальными и проводятся уже длительное время в России и других странах, где крупнейшими разработчиками малых КА являются компании США, Великобритании, Франции и Германии [68].

Дополнительным толчком для развития направления явилось обстоятельство, связанное с проблемами финансирования космических разработок практически во всех странах - лидерах космической индустрии. Кроме того, МКА также являются важными для стран, имеющих более скромные бюджеты на развитие космических технологий, например, для стран латинской Америки (Мексика, Бразилия, Аргентина), Африки, Азии.

Развитие космических исследований в настоящее время характеризуется сокращением сроков изготовления, более низкой стоимостью и большей производительностью. Эти характеристики требуют ответной инновационной космической программы. Частью этой относительно новой программы являются малые миссии [10].

В Федеральной космической программе России было запланировано выполнение более двух десятков проектов научного назначения, в том числе с МКА, в рамках российского проекта «Малые космические аппараты для фундаментальных космических исследований» (МКА - ФКИ) [45, 92].

В состав создаваемых малых космических аппаратов, могут входить малые спускаемые аппараты. Результаты научных исследований и технологических или

биологических экспериментов могут быть доставлены с орбиты Земли с помощью малых автоматических спускаемых аппаратов, торможение которых в атмосфере осуществляется с помощью жестких аэродинамических экранов, парашютных систем или надувных тормозных устройств [6, 75, 87].

Задача разработки малых спускаемых аппаратов была исследована в программе для исследования Луны. В 1970 году в составе программы «Луна-16» был разработан малый возвращаемый аппарат сферической формы, масса которого составляла 36 кг, а диаметр 50 см. Главным результатом полета "Луны-16" стала первая в мире доставка автоматическим аппаратом на Землю образцов лунного грунта. Общая масса грунта, доставленного "Луной-16", составила 100 грамм [1].

В 1978 г. для проведения исследования атмосферы Венеры, американскими специалистами была запущена станция «Пионер-Венера-2», имевшая в своем составе четыре спускаемых аппарата. Из них один имел наибольшую массу 350 кг при диаметре 1,5 м, а три остальных — массу 86 кг при диаметре 71 см. Малые аппараты предназначались для спуска в атмосфере на дневной и ночной стороне планеты, а также в сторону северного полюса Венеры. Фактически, эти спускаемые аппараты не были предназначены для осуществления мягкой посадки на планету, они лишь выполняли роль зондов, собирающих данные об атмосфере в процессе падения [86, 87].

В 1996 году в России был запущен автоматический КА «Марс–96», в состав которого входили две малые автономные станции и два пенетратора, которые должны были обеспечить спуск в атмосфере с использованием парашютной системы (ПС) и надувным тормозным устройством (НТУ) [86]. В 90-е годы прошлого века и в начале наступившего тысячелетия разрабатывалось несколько проектов, предусматривавших разворачивание на поверхности Марса сети малых автономных станций: «MESUR», «MARSNET», «INTERMARS», «MARS–EXPRESS», «NETLANDER», «MICROMARS», «BEAGLE–2», «METLANDER». В настоящее время рассматривается несколько вариантов использования опыта

разработки малой марсианской автономной станции в проекте «EXO–MARS» [50, 51].

В 2006 г. осуществлен проект «CASSINI» с доставкой в атмосферу Титана спускаемого аппарата (СА) «HUYGENS». Рассматривается вопрос осуществления полета к спутникам Юпитера: Ио и Европа.

В настоящее время прорабатываются различные варианты сценариев миссий к Венере. В состав перспективного космического аппарата российского проекта «Венера-Д», предназначенного для проведения длительных исследований планеты, предполагается включить орбитальный аппарат, субспутники, посадочный аппарат и атмосферные зонды [52]. Российская автоматическая межпланетная станция (АМС) для изучения Венеры разрабатывается НПО имени С.А. Лавочкина и рядом смежных организации и институтов РАН, ИКИ, ЦНИИмаш, Московский авиационный институт и др.

При создании перспективного венерианского аппарата предполагается максимально использовать опыт создания КА серии «Венера» второго поколения и последние разработки НПО им. С.А. Лавочкина. В случае использования РН тяжелого класса, «Протон-М», «Ангара», появляется возможность установки на космическом аппарате кроме большого спускаемого аппарата типа «Вега», несущего посадочный аппарат и атмосферные зонды, нескольких небольших спускаемых аппаратов, массой 100-200 кг, с различной полезной нагрузкой [52].

Таким образом, проектирования малых спускаемых аппаратов является перспективным направлением на современном этапе развития космонавтики.

**Актуальность темы работы.** Возвращение на Землю результатов экспериментов и продукции микрогравитационной и других космических технологий не всегда удобно, а также экономически невыгодно, особенно когда грузы небольшие или требуют оперативного возвращения. Один из подходов к решению проблемы возвращения небольших грузов — это создание и эксплуатация малых автоматических космических спускаемых аппаратов (МАКСА).

В настоящее время прорабатывается возможность использования опыта разработок, создания унифицированных малых платформ в сочетании со средствами доставки на Землю.

Продолжая направление разработки малых космических аппаратов в российской федерации (РФ), рассматривается возможность введения в состав МКА малого автоматического спускаемого аппарата на базе одной унифицированной платформы, с учетом её применения в Земных условиях для выполнения широкого круга задач.

Процедура формирования схемных решений к настоящему времени является наименее формализованной, требующей привлечения к ней высококвалифицированных специалистов в качестве экспертов, что позволяет в какой-то степени компенсировать отсутствие соответствующих моделей и алгоритмов принятия решений.

При проектировании и эксплуатации спускаемых аппаратов, возвращаемых на Землю, необходимо рассматривать технические решения по спускаемому аппарату в целом и его подсистемы. В связи с этим важной является задача выбора наиболее рациональных схемно-технических решений разрабатываемых объектов.

**Объект исследования.** В диссертационной работе в качестве объекта исследования рассмотрены малые автоматические космические спускаемые аппараты (МАКСА).

**Предмет исследования.** Методика формирования схемно-технических решений МАКСА является предметом исследования данной диссертационной работы.

**Цель работы.** Целью работы является разработка методики формирования схемно-технических решений малых автоматических космических спускаемых аппаратов (МАКСА), предназначенных для доставки полезной нагрузки, в частности, возврата полезной нагрузки с результатами исследований и экспериментов, проведенных на орбите Земли, на ее поверхность, а также возврата грунта с Луны, Марса, Фобоса, астероидов и других небесных тел.

Под схемным решением можем понимать выбор рациональной схемы из совокупности принципиальных технических решений по спускаемому аппарату в целом и некоторым его системам, определяющим его эффективность [94].

Схемообразующие признаки – последовательность процессов и состояний, которые позволяют, при определенных условиях характеризовать начало работ и эксплуатацию одной или нескольких систем. Система также обеспечивает крепление элементов спускаемого аппарата, разделение и сброс элементов конструкции, ввод парашютной системы в соответствии со схемой функционирования, и т.д.

Для достижения поставленной цели ставятся следующие основные научно-технические задачи:

- провести анализ опыта разработки схем экспедиций российских и зарубежных автоматических космических аппаратов по доставке полезной нагрузки на Землю и схем функционирования в атмосфере Земли с учетом опыта создания спускаемых аппаратов в атмосферах Марса, Венеры и других планет;
- рассмотреть возможность выделения малых автоматических спускаемых аппаратов в особый подкласс атмосферных исследовательских аппаратов и зондов;
- определить совокупность основных схемообразующих признаков МАКСА, основных проектных параметров средств пассивного аэродинамического торможения в атмосфере и наиболее влиятельных возмущающих факторов при оценке эффективности торможения на ранних стадиях проектирования;
- разработать методику формирования схем спуска в атмосфере, проведения траекторных операций и оценки проектных параметров средств основного аэродинамического торможения, дополнительных раскрывающихся и надувных устройств, парашютных систем; с учетом вероятностного характера внешних условий и параметров МАКСА; с использованием



методов, позволяющих сократить время проведения численного моделирования;

- установить взаимосвязи систем МАКСА и унифицированных платформ, с учетом существующих ограничений по массе и размерам, а также идентификации проблемных вопросов отработки и преемственности систем аэродинамического торможения, включая системы с использованием технологии надувных тормозных устройств;
- разработать рекомендации для использования проведенных исследований при формировании технических предложений по созданию МАКСА и их систем в международной кооперации.

**Методы исследования.** В диссертационной работе использован опыт проектных разработок, основными методами исследования являются методы математического программирования, теории вероятностей и математической статистики, теории оптимальных систем, а также принятия решений в условиях неопределенности с использованием метода эквивалентных возмущений.

**Научная новизна работы** заключается в разработке методики формирования схемно-технических решений малых автоматических космических спускаемых аппаратов. В первую очередь, и главным образом, это касается разработки схем спуска в атмосфере Земли с использованием различных средств аэродинамического торможения, с целью доставки на поверхность полезной нагрузки ограниченной массы и размеров.

Впервые была поставлена задача исследования и показана возможность использования унифицированной платформы «КАРАТ» Российской программы МКА-ФКИ (малые космические аппараты для фундаментальных исследований), для создания на её базе малых спускаемых аппаратов. В ряде случаев, при проведении технологических экспериментов, например, в условиях микрогравитации и необходимости доставки на Землю результатов экспериментов, использование названных технических средств является единственным реализуемым способом. Установлены взаимосвязи систем МАКСА

и унифицированных платформ МКА, с учетом существующих ограничений по массе и размерам.

Показано, что малые автоматические спускаемые аппараты могут быть выделены в особый подкласс атмосферных исследовательских аппаратов и зондов по своим массовым, габаритным и функциональным характеристикам. Проанализирован опыт создания малых автоматических космических спускаемых аппаратов при осуществлении планетных исследований. Определена область применимости малых автоматических космических спускаемых аппаратов в МКА.

Наряду с «традиционными» способами аэродинамического торможения с помощью жестких лобовых экранов и парашютных систем, впервые в программе исследования Марса была применена новая технология надувных тормозных устройств (IRDT – Inflatable Reentry Descent Technology) при создании зонда – пенетратора, который также может быть причислен к подклассу МАКСА. В работе показано, что эта технология может быть использована и для спуска в атмосфере Земли малого автоматического спускаемого аппарата.

Разработаны алгоритмы и комплекс программного обеспечения, позволившие провести проектную оценку и сравнительный анализ схем торможения в атмосфере Земли с использованием одно и двух каскадной парашютной системы, а также оценить влияние вероятностного характера внешних условий, исходных данных и разброса проектных параметров на массовые характеристики МАКСА.

**Практическая значимость работы.** Разработка методики формирования схемно-технических решений малых автоматических космических спускаемых аппаратов, результаты проведенных исследований проектных параметров МАКСА дают возможность рассмотреть большое число вариантов исполнения на ранних стадиях проектирования, что приведет к созданию рациональных схем функционирования при обеспечении максимальной массовой эффективности и снижению материальных затрат на ее отработку.

Методика может быть использована при разработке новых проектов по возврату грунта с Луны, Марса, Фобоса, предусмотренных Программой фундаментальных космических исследований; при расширении программы исследований с помощью малых автоматических аппаратов на орбите Земли.

Кроме того, разработанная методика может быть полезной при подготовке совместных предложений для проектов создания малых автоматических аппаратов в международной кооперации и, особенно, с развивающимися в космических исследованиях странах.

**Достоверность и обоснованность** научных положений и полученных результатов обеспечивается корректным использованием математических методов, а также четкой формулировкой допущений и условий, в рамках которых проводились расчеты и были получены основные результаты.

**Апробация работы.** Основные результаты диссертации докладывались и обсуждались на:

Научных семинарах кафедры «Системный анализ и управление» Московского авиационного института; XVII Международной конференции «Системный анализ, управление и навигация (г. Евпатория, 2012 г.); Научных чтениях памяти К. Э. Циолковского (г. Калуга 2012 г.); 3rd International Conference "Space Economy in the Multipolar World, 2012 (SEMWO 2012)" (Литва, 2012г.); XXXVII Академические чтения по космонавтике, им. академика С. П. Королева. МГТУ им. Н. Э. Баумана (г. Москва, 2013 г.); XVIII Международной конференции «Системный анализ, управление и навигация» (г. Евпатория, 2013 г.); Научных чтениях памяти К.Э. Циолковского (г. Калуга, 2013г.); 64 Международном астронавтическом конгрессе, Международная астронавтическая федерация (Китай, 2013 г.); XXXVIII Академические чтения по космонавтике, им. Академика С. П. Королева. МГТУ им. Н. Э. Баумана. (г. Москва, 2014г.); 13ой Международной конференции «Авиация и космонавтика», (г. Москва, 2014г.); XXXIX Академические чтения по космонавтике, им. Академика С. П. Королева. МГТУ им. Н. Э. Баумана (г. Москва, 2015 г.), XXIII Международной конференции

«Системный анализ, управление и навигация» (г. Евпатория, 2018 г.), Научных чтениях памяти К.Э. Циолковского (г. Калуга, 2018г.).

Основные результаты диссертационной работы опубликованы в трех статьях [95-97] в журналах, рекомендованных ВАК РФ и в двенадцати работах в сборниках тезисов докладов на научно-технических конференциях.

**Основные положения, выносимые на защиту.** На защиту выносятся следующие основные положения и результаты:

1. Методика формирования схем спуска в плотных и разреженных атмосферах планет с использованием различных средств аэродинамического торможения малых автоматических космических спускаемых аппаратов (МАКСА). Возможность выделения их в особый подкласс атмосферных аппаратов и зондов для проведения контактных исследований планет Солнечной Системы и возврата образцов научных исследований на Землю.
2. Методический подход к определению совокупности основных схемообразующих признаков МАКСА, основных проектных параметров средств пассивного аэродинамического торможения и наиболее влиятельных возмущающих факторов при оценке эффективности торможения на ранних стадиях проектирования.
3. Методика оценки проектных параметров средств основного аэродинамического торможения, дополнительных раскрывающихся и надувных устройств, парашютных систем с использованием метода эквивалентных возмущений (метода Доступова). Сокращение на порядок, по сравнению с методом статистических испытаний, времени проведения численного моделирования.
4. Алгоритмы, программное обеспечение и результаты расчетов, показавшие на примере сравнительной оценки использования одно и двухкаскадной парашютной схемы дополнительного аэродинамического торможения, что выигрыш по массе системы посадки МАКСА, при учете вероятностного

характера проектных параметров, может составить до 2%. Весовой выигрыш массы ТЗП при вероятностном подходе может составить до 4%.

5. Схемы взаимосвязей систем МАКСА, с учетом существующих ограничений по массе и размерам, и возможностям применения разработанных унифицированных платформ базового предприятия (типа «Карат», «Навигатор») для миссий по исследованию Марса, Венеры и Земли, а также идентификации проблемных вопросов отработки.

# **1 ФОРМИРОВАНИЕ СХЕМ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ МАЛЫХ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ**

В главе 1 установлены схемы формирования малых автоматических космических спускаемых аппаратов. Представлена постановка задачи. Рассматриваются технические решения по спускаемому аппарату и выбор наиболее рациональных схемно-технических решений. Образуются схемные решения ввода средств торможения и факторы влияющих на их выбор. Проводится анализ вариантов схемных решений МАКСА. Показаны внешние условия функционирования в атмосфере. Предлагается классификация МАКСА. Рассматриваются системы ввода в действие, схемы экспедиции и схема спуска в Земле. Представлены различные способы торможения в атмосфере.

## **1.1 Постановка задачи**

При проектировании и эксплуатации малых автоматических спускаемых аппаратов, возвращаемых с орбиты на Землю, необходимо рассматривать технические решения по спускаемому аппарату в целом и его подсистемам. В связи с этим важной является задача выбора наиболее рациональных схемно-технических решений, разрабатываемых малых спускаемых аппаратов.

Разработка малых спускаемых аппаратов на этапе технических предложений начинается с формулировки соответствующих требований в зависимости от технического задания цели экспедиции (исследования атмосферы, исследования поверхности, забор грунта, доставка экспериментов с орбиты на Землю, и т.д.). Исходя из анализа задачи экспедиции, возникают требования к ее решению, после чего следует рассматривать выбор общего схемного решения малого спускаемого аппарата и его параметров, обеспечивающих выполнение технического задания [71, 72].

Задача выбора схемных решений малых спускаемых аппаратов относится к проектным задачам высокого уровня, когда определяется облик исследовательского космического аппарата в целом [49-51, 72].

К этим особенностям нужно отнести, прежде всего:

- схемы экспедиции,
- структурные схемы разрабатываемого объекта и его систем,
- схемы спуска,
- схемы ввода в действие систем торможения в атмосфере,
- схемы расположения спускаемого аппарата на базовом аппарате,
- схемы разделения,
- схемы функционирования (траекторные операции),
- схемы интерфейсов с другими аппаратами экспедиции, и т.д.

В общем виде, основными объектами исследований являются:

схема функционирования и основные параметры малого автоматического спускаемого аппарата;

При этом должны быть рассмотрены:

- схема спуска в атмосфере;
- система основного и дополнительного аэродинамического торможения;
- ввода их системы в действие;
- схема разделения элементов конструкции;
- функционирование научно-служебных комплексов.

Задача выбора схемных решений и основных проектных параметров систем торможения МАКСА может быть сформулирована следующим образом [49, 72]:

Задано множество состояний объекта - физической системы L. Состояние физической системы L определено вектором дискретных параметров, обуславливающих ее схемное решение

$$X = X(x_1, x_2, \dots, x_n),$$

и вектором непрерывных параметров,

$$Y = Y(y_1, y_2, \dots, y_m),$$

определяющих в совокупности показатель эффективности или значение критерия, отражающего качество функционирования объекта

$$F = f(X, Y),$$

где  $x_i \in N, y_j \in M, i = \overline{1, n}, j = \overline{1, m}$ ;  $N$  и  $M$  – множества допустимых параметров;  $n$  и  $m$  – количество учитываемых параметров.

На параметры могут быть наложены ограничения в виде равенств и неравенств:

$$\phi_i(X, Y) = 0; \psi_j(X, Y) \leq 0,$$

Например, ограничения, налагаемые на траекторию спуска, такие как: ограничения по допустимой перегрузке; тепловым потокам, скоростному напору при вводе парашютных систем и др.

В зависимости от требований к экспедиции в качестве функционала может быть использован тот или иной показатель. В частности, одним из ключевых требований к спускаемой системе является ее конструктивное совершенство, под которым подразумевается отношение массы полезной нагрузки (ПН) к массе МАКСА [49, 50]. В рассматриваемом случае именно этот показатель выбирается в качестве критерия эффективности:

$$\max \left( \frac{m_{ПН}}{m_{МАКСА}}(x_i, y_j) \right),$$

$m_{ПН}$  – масса полезной нагрузки,  $m_{МАКСА}$  – масса малого спускаемого аппарата.

В результате, критерий оптимальности формулируется как минимум массы систем мягкой посадки – это критерий верхнего уровня, и отдельно формулируется критерий оптимальности для синтеза траектории спуска на участке основного аэродинамического торможения, – это критерий низшего уровня.

Ставится задача минимизации массы систем торможения МАКСА.

$$\min \left( m_{ТВ}(x_i, y_j) \right),$$



а так же, задача минимизации массы теплозащиты покрытия  $m_{ТЗП}$ .

$$\min(m_{ТЗП}(x_i, y_j)),$$

Состав и параметры ограничений определяются требованиями со стороны научной аппаратуры и возможностями базовой платформы экспедиции, её конструктивно-компоновочной схемы.

Приведем основные ограничения при вводе МАКСА в действие.

Нагрузки, действующие на аппарат  $n_{МАКСА} \leq n_{дон}$ . Нагрузки при вводе парашютной системы не должны превышать величину, при которой происходит повреждение (разрушение) парашютной системы  $n_{ПС} \leq n_{дон}^{ПС}$ .

Угол и скорость входа в атмосфере должны находиться в определенном диапазоне

$$\theta_{вх}^{\min} \leq \theta_{вх} \leq \theta_{вх}^{\max},$$
$$V_{вх}^{\min} \leq V_{вх} \leq V_{вх}^{\max}.$$

Ограничения в тепловых потоках, температурах и давлениях действующих на МАКСА

$$\dot{q} \leq \dot{q}_{дон}$$
$$T \leq T_{дон}$$
$$P_0 \leq P_{0дон}$$

## 1.2 Схемные решения ввода средств торможения в действие и факторы, влияющие на их выбор

В данном разделе указывается предлагаемая методика исследования схем технических решений МАКСА и представляется схема последовательности и алгоритмы выбора их проектных параметров.

Методика заключается в том, чтобы исходя из условий эксплуатации и назначения МАКСА, выбрать наиболее приемлемые варианты схемных решений, с целью обеспечения минимальных массовых характеристик МАКСА. При этом задаются ограничения на МАКСА, возникающие из условия полета и из задачи экспедиции.

Поиск наилучших параметров МАКСА определяется при исследовании траекторий спуска в следующем виде:

1. Проводится анализ вариантов схемных решений МАКСА
2. Формируется концепция облика МАКСА, которая включает предварительные оценки массогабаритных характеристик и формы космического аппарата.
3. Для получения предварительных оценок проектных параметров МАКСА на ранних стадиях проектирования, методика предусматривает три подхода:
  - подход к определению проектных параметров при номинальной траектории,
  - подход к выбору проектных параметров из экстремальных условий,
  - вероятностный подход, с учетом случайного характера неблагоприятных условий.

Алгоритм исследования схемных технических решений может быть описан в следующем виде:

1. Разработка концепции схем экспедиции, объект исследования. Схема эксперимента отражает основные узловые моменты. Схема эксперимента позволяет в сжатом виде собрать и одновременно выделить самые характерные вопросы, определяющие идеологию проведения эксперимента в целом.
2. Анализируя научные задачи исследований, схему эксперимента МАКСА и траекторные операции, осуществляемые во время спуска и посадки, можно выделить основные участки и основные схемообразующие признаки. В схемных решениях МАКСА представляется возможным выделить следующие схемообразующие признаки, позволяющие определить количество вариантов взаимосвязанных схемно-технических решений МАКСА и его систем.
  - тип (характер, класс) спускаемого аппарата,
  - характер ПН,
  - геометрия МАКСА,
  - конструкция МАКСА,

- тип системы торможения,
- тип систем разделения,
- масса МАКСА,
- способ полета в атмосфере.

Формирование схемного решения МАКСА, в первую очередь, предполагает принятие решений по выше приведенным признакам. Однако не исключено, что в этот перечень могут быть включены и другие признаки, связанные, например, с системой связи, с разновидностями возмущения и др.

Каждый признак характеризуется определенным количеством вариантов возможной реализации, каждый из которых несет в себе свои достоинства и недостатки. При этом, как видно на рис. 1, возникает большое число комбинаций, которые базируются на выше приведенных признаках. Однако, число возможных комбинаций может быть существенно сокращено не только за счет несовместимых разновидностей, но и по другим соображениям. В частности, по некоторым из выше приведенных признаков решения могут быть приняты ранее при формировании системы более высокого уровня, и тогда эти признаки будут определены в техническом задании на разработку спускаемого аппарата [94].

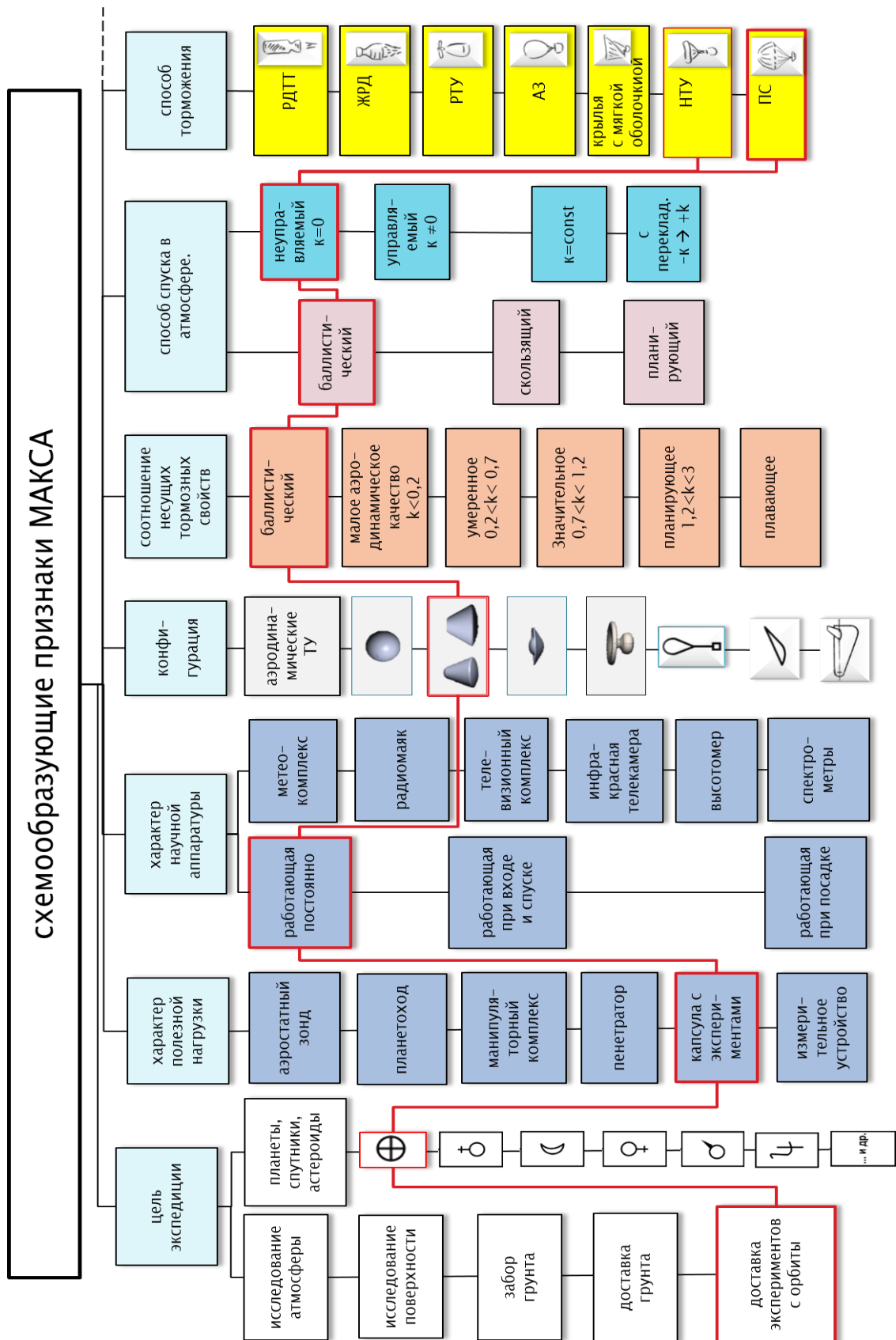


Рис. 1 Схемообразующие признаки МАКСА

Ниже, в сжатой форме, под этим углом зрения рассмотрены каждый из вариантов по каждому из вышеупомянутых признаков[23, 49, 50].

**Тип спускаемого аппарата:** спускаемые аппараты различаются: способом спуска в атмосфере (баллистический, скользящий, планирующий); способом торможения (с двигательной установкой; с аэростатной системой на конечном этапе; с роторным тормозным устройством; с надувным тормозным устройством; использующий парашютную систему); конструктивно (закрытые и открытые) и др.

**Форма спускаемого аппарата:** сферическая, «фара», «зонтик», несущий корпус, крылатая.

**Материал оболочки МАКСА:** абляционные материалы низкой, средней и высокой плотности.

**Тип системы разделения:** Механические, пиротехнические, пиромеханические и детонационные, электромеханические.

**Полезная нагрузка:** практически во всех исследованиях, проведенных до настоящего времени, в качестве основного критерия эффективности (критерия качества) МАКСА принималась масса ПН, которая доставляется на поверхность планеты или в ее атмосферу. Максимум ПН обеспечивается соответственно минимумом массы остальных систем. Ряд исследований показывает, что такой характерной составляющей является масса систем мягкой посадки. Масса систем, обеспечивающих мягкую посадку десантируемого аппарата (ДА), может быть определена как сумма масс систем аэродинамического и активного торможения, представляющих участки спуска в атмосфере [49].

3. Далее рассматривается выбор схемы спуска и торможения в атмосфере, так как это является одной из ключевых проблем при выборе схемного решения. Её выбор оказывает влияние на: массогабаритные и геометрические характеристики МАКСА; на аэродинамические характеристики; на выбор системы разделения; на характеристики механического нагружения; и т.д.

4. При выборе схемы спуска и торможения имеется возможность рассматривать более детально каждый из выбранных вариантов. Для этого необходимо провести декомпозицию схемы спуска на несколько участков, что позволяет идентифицировать факторы, возмущения и ограничения, действующие на каждом этапе полета МАКСА.

В качестве непрерывных параметров рассматриваются:

траекторные параметры, высота, скорость, скоростной напор, время функционирования, тепловые потоки.

На принятие схемных решений МАКСА и систему его определения проектных параметров систем торможения влияет большое число факторов, которые следует рассматривать как «внешние условия», которые здесь представляются в трех группах [50]:

- условия атмосферы и рельеф поверхности исследуемого небесного тела,
- научные задачи и особенности оборудования для их реализации,
- конструктивные особенности базового космического аппарата.

5. На следующем шаге разработки каждой из концепций определяется геометрия и предварительные массовые характеристики аппарата. Многие исследования в процессе проектирования (аэродинамический анализ, расчет нагрузок и т.д.) в качестве исходных данных используют геометрическую модель [94].

6. Далее следует привести аэродинамический анализ, в первую очередь, с целью определения коэффициентов аэродинамических сил и аэродинамических моментов. При этом требуется сформировать математические модели, в которых должны учитываться основные проектные параметры, т.е. те параметры, от которых для рассматриваемой схемы решений в наибольшей степени зависят характеристики аппарата, как: масса МАКСА, аэродинамическое качество и др.

Таким же образом следует учитывать ограничения, такие как: максимальная перегрузка, конечная скорость посадки, максимальный скоростной напор, тепловые потоки и т.п.

7. Результаты аэродинамического и траекторного анализов, а также определенные ранее геометрические и массово-габаритные характеристики аппарата позволяют осуществить оценку тепловых режимов на представляющих интерес участках в произвольный момент времени.
8. На следующем шаге, после траекторного анализа и тепловых расчетов имеется возможность исследовать оценку и выбор теплозащитных и конструктивных материалов. А также провести анализ выбора схем торможения (ПС, НТУ и др.).

### **1.3 Классификация малых автоматических космических спускаемых аппаратов МАКСА**

В данном разделе рассматривается предложение по классификации спускаемых аппаратов по массе.

Существуют различные признаки, по которым классифицируются космические аппараты – по назначению полезной нагрузки, по цели запуска, по национальной принадлежности, по способу вывода, по времени активного существования и так далее, но есть один признак, формально относящейся к массе и размерам аппарата, который, по сути, может рассматриваться как качественный [80].

Так как масса КА сильно влияет на общую стоимость миссии, разработка КА в процессе проектирования широко определяется не только по характеристикам ее миссии, но и по характеристикам допустимой массы полезной нагрузки ракеты носителя. Поэтому масса КА представляется как один из важнейших факторов, по которому можно классифицировать все космические аппараты.

Когда говорят о малых спутниках, то первым признаком обычно называется его масса как наиболее близко ассоциируемая с понятием «малый». Приводятся массы от тонны до десятков граммов. Следующий параметр — это размер аппарата. Остальные внешне невидимые признаки являются уже предметом профессионального интереса. В 90-х г. была предложена условная классификация

спутников по массе [80, 90, 93]. В общем, будем считать, что формальная классификация введена в таблице 1.1

Таблица 1.1  
Условная классификация КА по массе

класс КА	масса, кг
Большие	>1000
Малые	1000–500
Мини	500–100
Микро	100–10
Нано	10–1
Пико	1кг–100г
Фемто	< 100 г

Из таблицы 1.1 видно, что малыми космическими аппаратами считаются спутники с массой  $500 \div 1000$  кг.

В свою очередь, спускаемые аппараты, десантированные аппараты, и т.п. по своей форме, массе и функциональности могут существенно отличаться от других космических аппаратов. В настоящее время спускаемые аппараты можно классифицировать по форме (сферическая, сегментальная, сегментальная фара, зонтик, несущий корпус, крылатая); по аэродинамическим качествам (баллистический, малого качества, среднего качества, большого качества); по видам спуска (баллистический, скользящий, планирующий) и т.д. Однако не существует международных официальных стандартов на подобную классификацию по массе, поэтому целесообразно ввести аналогичную классификацию для такого рода КА.

На основе приведенной выше классификации для КА, предлагается аналогичная классификация по массе для спускаемых аппаратов (таблица 1.2).



## Предложенная классификация СА по массе

класс СА		масса, кг	
		Большие	>1000
Средние		500	1000
Малые	МАКСА	100	500
Мини		10	100
Микро		1	10
Нано		--	<1

Основное различие между этими двумя классификациями заключается во введении понятия «средний», который проходит для СА в пределах от 500 до 1000 кг. В то время как малые СА считаются в пределах от 500 кг и менее. Также нижний предел классификации заканчивается с понятием «пико», который включает СА массой <1 кг.

Для получения классификации было проведено сравнение массы различных космических спускаемых аппаратов, возвращаемых аппаратов, и т.п., распределение которых показывается на рис. 2

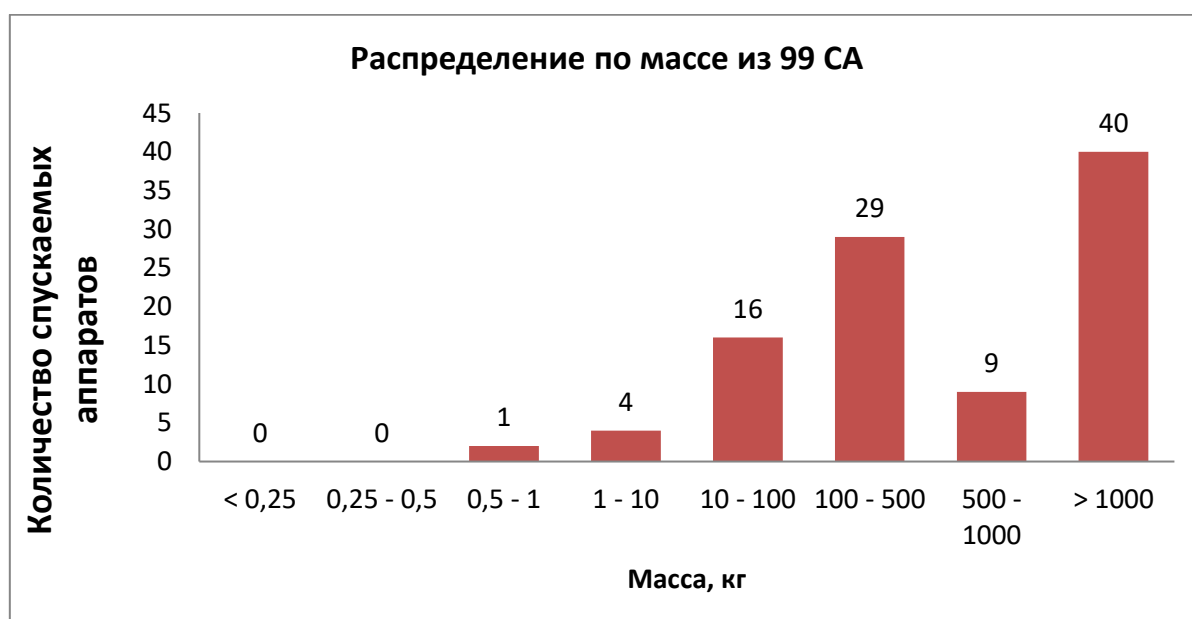


Рис. 2 Распределение СА по массе

На предложенную классификацию можно накладывать другие характеристики, как диаметр твердого аэродинамического экрана, и др., например, спускаемый аппарат Марс Патфайндер массой 555кг, диаметром 2,65м является, по предлагаемой классификации, аппаратом среднего класса. Зонд «Гюйгенс», является аппаратом малого класса, так как его масса равна 319кг, а его диаметр 2,75м. В свою очередь, масса возвращаемой капсулы 46 кг, диаметром 0,81, что позволяет классифицироваться как мини спускаемый аппарат. С другой стороны, Европейское космическое агентство (ЕКА) испытало микро-капсулу (Martian box of delights) [13] для возврата на Землю образцов марсианского грунта и атмосферы, которая представляет собой 23-см сферу весом 5 кг. В таблице 1.3 представлены разные характеристики СА в зависимости от их классификации.

Таблица 1.3

Характеристики СА в зависимости от их классификации по массе

Класс	СА	Масса кг	Диаметр м	Система торможения	Планет	Страна
Большие	Союз	2800	2,2	парашют	Земля	Россия
	Аполлон	5560	3,9	парашют	Земля	США
Средние	Orex	865	3,4	парашют	Земля	Япония
	Mars Pathfinder	585	2,65	парашют, тормозные двигатели	Марс	США
Малые	Huygens	319	2,75	парашют	Титан	ЕКА
	IRDT 1	112	0,4 – 3,8	НГУ	Земля	Россия - ЕКА
Мини	Beagle-2	68,8	0,64	парашют	Марс	ЕКА
	MeNet	22,2	0,5 – 2	НГУ	Марс	Россия
Микро	reentry capsule Fotino (YES2)	6	0,4	парашют	Земля	Студенты - ЕКА

При использовании данной классификации заметим, что торможение больших аппаратов осуществляется с помощью парашютных систем или

тормозных двигателей. Однако торможение малых спускаемых аппаратов осуществляется не только с парашютных систем, но и с помощью НТУ.

#### **1.4 Малые космические спускаемые аппараты и унифицированные платформы**

Конструкция космического аппарата во многом зависит от конкретных требований миссии. Каждый МАКСА имеет свои особенности в зависимости от их миссии, но есть общие характеристики, которые являются основными для всех МАКСА и, которые считаются стандартными для всех этих аппаратов. Поэтому возникает вопрос об универсальной платформе КА. Вопрос, который обсуждается в данном разделе.

Платформа — это комплекс служебных систем, которые необходимы на любом космическом аппарате (электропитания, управления движением, ориентации и стабилизации, терморегулирования, управления бортовым комплексом, передачи служебной телеметрической информации). На платформу ставится модуль полезной нагрузки. Это та целевая аппаратура, ради которой, собственно, и запускается космический аппарат [70].

Рассмотрим в качестве примера проект «ЭкзоМарс-2018» - совместная программа Европейского Космического Агентства (ЕКА) и Федерального космического агентства России (РОСКОСМОС) по исследованию Марса. Задачей миссии «ЭкзоМарс-2018» является доставка марсохода европейского космического агентства (ЕКА) и посадочной платформы с комплексом научной аппаратуры (ИКИ РАН) на поверхность Марса. В состав космического аппарата входят следующие основные элементы: перелетный модуль (ПМ), десантный модуль (ДМ) и адаптер с системой отделения десантного модуля от перелетного модуля [103]. Общий вид космического аппарата представлен на рис. 3.

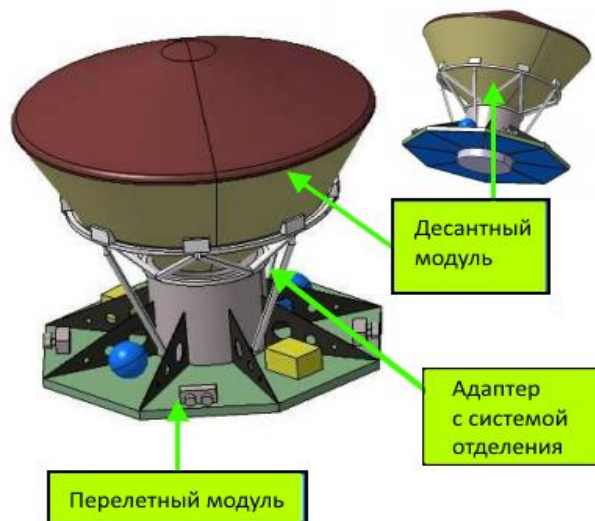


Рис. 3 Общий вид КА «ЭкзоМарс-2018»

Выделяются три основные части, систем МАКСА - МКА:

1. Базовая космическая платформа - это общая унифицированная модель для построения космических аппаратов, на которой размещается МАКСА, которая позволяет вывести его на определенную орбиту, а также приготовить МАКСА к работе.
2. Малый спускаемый аппарат осуществляет мягкую посадку, чтобы предохранить научную аппаратуру от больших перегрузок и тепловых потоков при прохождении атмосферного торможения.
3. Блок разделения – служит для надежного и безопасного разделения МАКСА от МКА для его входа в атмосферу Земли или другой планеты. Обеспечивает жесткое крепление и отделение частей КА друг от друга.

### **Базовая унифицированная космическая платформа**

Наиболее важным средством снижения затрат на создание космической техники является создание унифицированной космической платформы (УКП). Существует положительный опыт решения этой проблемы, как в России, так и в других странах.

В настоящее время в РФ, а именно, в НПО им. С.А. Лавочкина создаются автоматические космические аппараты (КА) нового поколения. Разработаны новые унифицированные платформы «Навигатор», «Карат».

Для разработки малых космических аппаратов, одной из наиболее перспективных платформ является платформа «КАРАТ». Поэтому в качестве базовой платформы была выбрана УКП «КАРАТ» – базовая космическая платформа, разработанная НПО им. С.А. Лавочкина предназначена для создания на её базе микроспутников различного назначения; для проведения исследований по изучению Солнца и солнечно-земных связей, по наблюдению малых тел Солнечной системы, по проведению экспериментов в области астрофизики, для наблюдения Земли из космоса в интересах фундаментальных космических исследований и т.д. [45, 68, 85, 92]. Основные характеристики платформы УКП КАРАТ указаны ниже [68, 92, 102].

Таблица 1.4

Основные характеристики УКП «КАРАТ»

Наименование	Характеристика
Масса платформы сухая, кг	100
Максимальная масса полезной нагрузки, кг	60
Компоненты топлива	Фторопласт / гидразин
Система электропитания	Обеспечивается тремя панелями солнечной батареи
Энергопотребление платформы, Вт	60
Максимальная электрическая мощность для ПН, Вт	100
Частотный диапазон радиолинии	Передача научной информации по радиолинии S- или X-диапазона
Система ориентации и стабилизации	Модуль корректирующей двигательной установки способствует формированию и поддержанию параметров рабочей орбиты микроспутника
Угловая скорость стабилизации	0,004 град/сек
Срок активного существования, лет	5

## 1.5 Системы ввода в действие МАКСА

Одной из ключевых проблем, решение которой определяет успешность использования МАКСА, является проблема формирования схемного решения системы ввода его в действие. Поэтому следует рассматривать схемное решение системы ввода в действие МАКСА. Схема ввода в действие тесно связана со схемой экспедиции.

Рассмотрим пример экспедиции космического аппарата НАСА «Стардаст», предназначенный для исследования кометы «Вильда 2». «Стардаст» был запущен 7 февраля 1999 года с помощью ракеты-носителя «Дельта-2». Третья ступень «Дельты» достигла второй космической скорости и вышла на межпланетную траекторию. В январе 2004 г. аппарат достиг своей цели, сблизившись с кометой «Вильда 2». Была проведена фотосъемка поверхности кометы, собраны образцы вещества из хвоста кометы и проведены другие научные исследования. В январе 2006 года капсула с образцами кометного вещества вернулась на Землю. На скорости 12,9 км/с, вошла в атмосферу Земли и успешно приземлилась [2].

Угол входа капсулы в атмосферу составляет  $-8^\circ$ ; скорость входа в атмосферу на высоте 125 км – 12.8 км/с. Коридор входа имеет ширину всего  $0.08^\circ$ . Предельные нагрузки при посадке достигают 100g. Стабилизация на траектории – аэродинамическая. На высоте 30 км (скорость порядка  $M=1.4$ ) раскрывается вытяжной парашют диаметром 0.8 м. По сигналу таймера (или резервному с датчика давления) на высоте 3 км вводится основной парашют диаметром 8.2 м. Посадочная скорость капсулы – 4.5 м/с [64].

Спускаемая капсула имела важнейшее значение для успеха миссии. Возвращаемая капсула SRC (Sample Return Capsule) имела форму затупленного конуса с углом полураствора  $60^\circ$ . Диаметр капсулы 0.81 м; высота – 0.5 м; масса – 45.7 кг [18].

В данной работе в качестве основной схемы экспедиции рассматривается вариант ввода в действие МАКСА на низкой околоземной орбите и его последовательной посадки на поверхность Земли (рис. 4). Вторая схема

предназначена для достижения и доставки ПН на Марс или Венеру (рис. 5) и третья схема для доставки образцов вещества с других планет на Землю (рис. 6).

Выведение МАКСА на орбиту Земли может осуществляться с помощью легких ракетносителей (РН), один из наиболее приемлемых ракетносителей такого класса в РФ – РН «Старт». После выведения и развертывания в рабочее положение начинается этап научной работы МКА, затем совершается закрутка МКА и подготовка МАКСА к возвращению на Землю. Далее МАКСА отделяется от МКА, аппарат входит в атмосферу Земли и происходит процесс торможения, спуск в атмосфере и посадка на поверхности Земли.

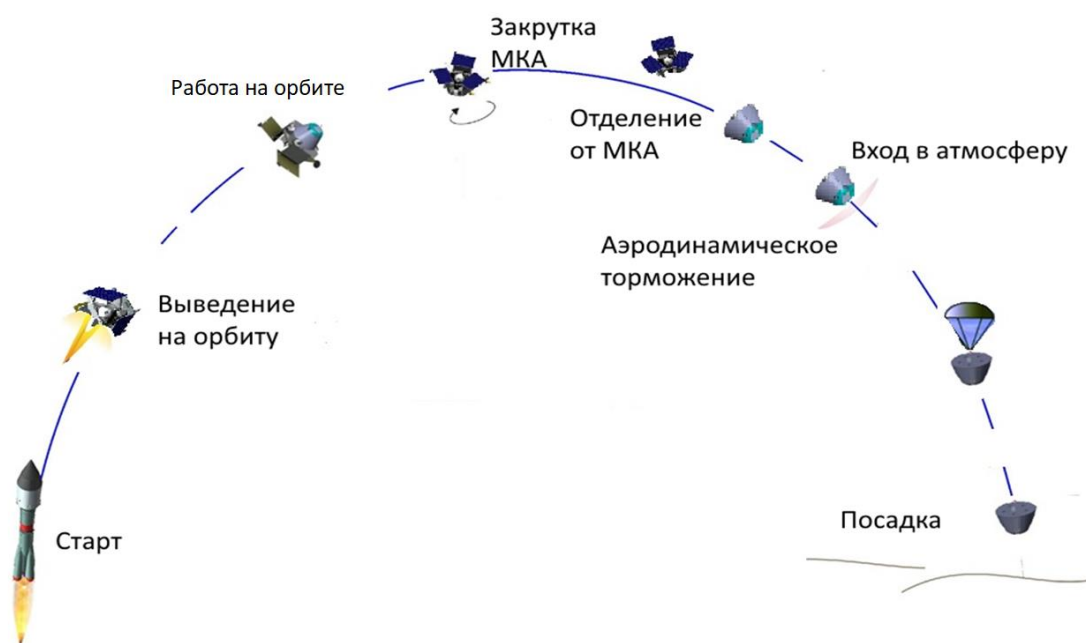


Рис. 4 схема 1- на орбиту и спуска МАКСА в атмосфере Земли

#### Схема 1- выведение КА на орбиту Земли

- 1 запуск с помощью легкого класса РН;
- 2 выведение МКА на орбиту Земли;
- 3 этап научной работы КА;
- 4 закрутка МКА и подготовка МАКСА к возвращению на Землю;
- 5 отделение МАКСА от МКА;

- 6 вход в атмосферу Земли;
- 7 торможение и спуск в атмосфере;
- 8 посадка на поверхность Земли.

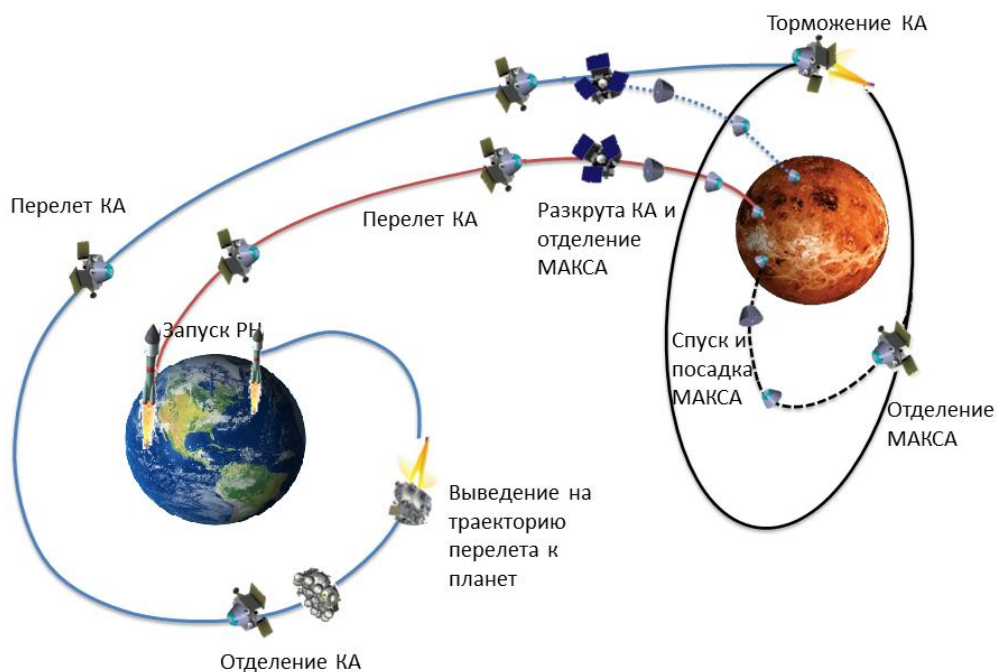


Рис. 5 схема 2 - межпланетной экспедиции с МАКСА

Схема 2 - схема экспедиции на межпланетную траекторию полета

- 1 запуск с помощью РН;
- 2 выведение МКА на межпланетную траекторию полета с помощью разгонного блока;
- 3 этап перелета и коррекция траектории;
- 4 вывод МКА на орбиту планет;
- 5 закрутка МКА и подготовка МАКСА к спуску на планету;
- 6 отделение МАКСА от МКА;
- 7 вход в атмосферу планет;
- 8 торможение и спуск в атмосфере;
- 9 посадка на поверхность Земли.



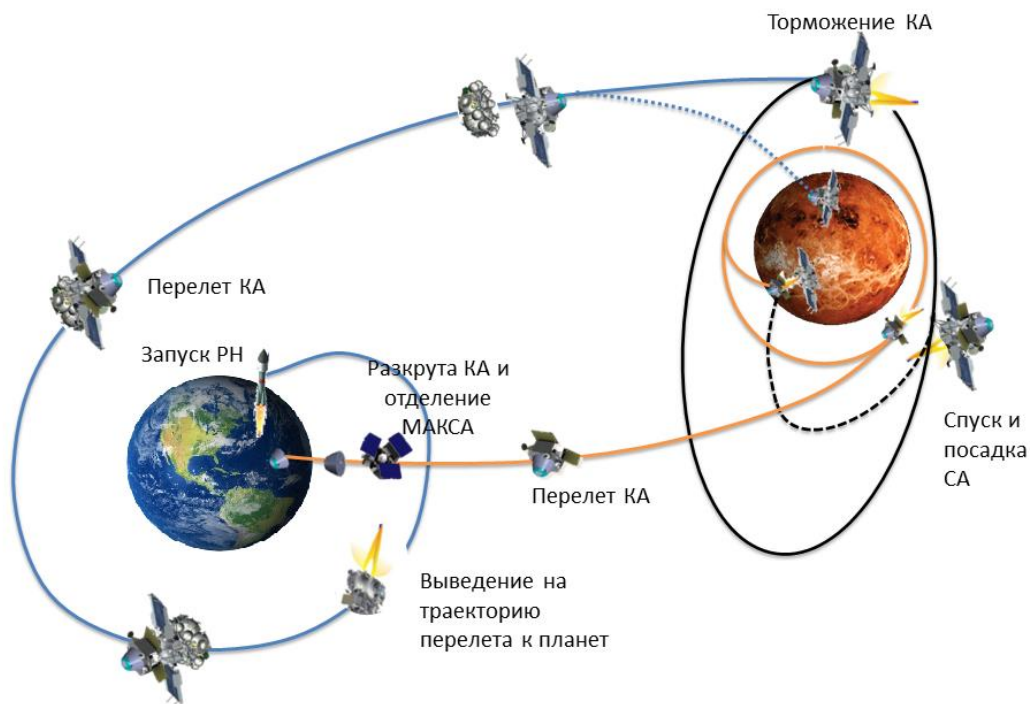


Рис. 6 схема 3 - возвращение на Землю образцов грунта с МАКСА

### Схема 3- возвращение на Землю с межпланетной траекторией

- 1 выведение МКА на орбиту планет;
- 2 выведение МКА на межпланетную траекторию полета;
- 3 этап перелета и коррекция траектории;
- 4 закрутка МКА и подготовка МАКСА к спуску на планету;
- 5 отделение МАКСА от МКА;
- 6 вход в атмосферу Земли;
- 7 торможение и спуск в атмосфере;
- 8 посадка на поверхность Земли.

В настоящее время доставка небольших полезных грузов, в частности, возврата полезной нагрузки с результатами исследований и экспериментов, проведенных с орбиты Земли, не существует. Таким образом, большой интерес представляет первая схема экспедиции, предназначенная для выведения МАКСА на орбите и спуска к Земле.

## 1.6 Вход и схема спуска в атмосфере Земли

Схема входа и спуска в атмосфере планет играет главную роль в процессе формирования технических решений спускаемого аппарата. Так как это определяет конструктивные характеристики аппарата, а также позволяет определить основные параметры, действующие на траектории спуска. Поэтому в данном разделе основное внимание уделено именно этому участку спуска.

Рассмотрим схему спуска космического аппарата «Стардаст» [18]. Процесс начинается с переориентировки перелетного модуля для подготовки СА его к отделению от КА. До разделения спускаемого аппарата, КА поворачивается и помещается на высоту, подходящую для отделения. Далее, СА готовится к отделению. Здесь механическая система закручивает СА при отделении. Затем отделяется СА от КА и совершается спуск в Земной атмосфере по баллистической траектории. СА «Стардаст» не имел ни двигательной установки какого-либо типа, ни системы управления движением.

Спускаемый аппарат прикреплялся к космическому аппарату тремя пружинными болтами. Эти пружинные болты придали скорость при разделении  $\Delta V$  ( $\sim 0.5$  м/с).

Вход в атмосферу Земли определяется в точке, где СА достигает высоты 125 км от поверхности Земли. Скорость «Стардаста» при входе в атмосферу не превышает 12,6 м/с. После входа в атмосферу, летательный аппарат продолжает свободное падение до раскрытия парашюта. Баллистический коэффициент СА составляет  $54 \text{ кг/м}^2$  и его конечная скорость до раскрытия тормозного парашюта составляет 1,2-1,6 числа Маха.

На высоте  $3000 \pm 730$  м над уровнем моря отделяется тормозной парашют и раскрывается основной парашют. Скорость приземления - менее 4,6 м/с.

Из предыдущего обсуждения можно выделить основные этапы спуска спускаемого аппарата, которые относятся к МАКСА: 1. - определение координаты спуска; 2. - расстыковка; 3. - отделение МАКСА от МКА; 4. - вход в атмосферу

планеты; 5. - спуск; 6. - торможение в атмосфере с помощью ПС (один или два парашюта); 7. - посадка и функционирование на ее поверхности.

На каждом этапе полета СА могут быть представлены основные параметры, возмущения и ограничения (таблица 1.5).

Таблица 1.5

Параметры, возмущения и ограничения, действующие на МАКСА

этапы	1	2	3	4	5	6	7
операции	Опред. координаты отделения	Закрутка	Отделение МАКСА от МКА	Вход в атмосфере	Спуск	Ввод ПС	Посадка
Параметры участков	$H_{МКА}$ $V_{МКА}$ $\theta_{МКА}$ $\alpha$	$H_{МКА}$ $V_{МКА}$ $\theta_{МКА}$ $\alpha$	$V_{отд}$ $m_1$ $\theta_{отд}$ $m_2$ $n_x$ $I_{раз}$	$H_{ex}$ $G_o$ $V_{ex}$ $K$ $\theta_{ex}$ $P_x$	$H$ $K$ $V$ $m$ $\theta$ $C_x$ $n_x$ $\rho$	$H^{ee}$ $q$ $V^{ee}$ $F_{П}$ $\theta^{ee}$ $C_{П}$ $M^{ee}$ $G_{ТП}$ $G_{ОП}$	$H_k$ $V_k$ $\theta_k$
Возмущения			$\Delta V$	$\Delta V$ $\Delta \theta$ $\Delta G$ $\Delta C_x$	$\Delta V$ $\Delta \theta$ $\Delta G$ $\Delta C_x$	$\Delta H_{BB}(M_{BB})$ $\Delta \theta_{BB}(M_{BB})$ $\Delta V$ $\Delta C_{ТП}$ $\Delta C_{ОП}$ $W$	$\Delta H$ $\Delta V$ $\gamma_{укл}$
Ограничения	$V_{КА}$ $\theta_{КА}$ $\alpha$	$\theta_{КА}$ $\alpha$	$n$	$G_0$ $n$	$Q$ $G_0 \dot{q}$ $n$ $T$ $P_0$	$n$ $q$ $V_{кон}$	$H_k$ $V_k$

### Спуск в атмосфере

Спуск является одним из важных этапов полета МАКСА, так как успешное его выполнение позволит решить поставленные задачи. Кроме того, схема спуска и торможения в атмосфере позволяет определить выбор аэродинамической формы и конструктивно-компоновочной схемы. Здесь, наряду с габаритно-массовыми ограничениями, должны быть приняты во внимание возможности обеспечения максимального аэродинамического торможения.

При разработке спускаемых аппаратов, предназначенных для планет, имеющих атмосферу, возможны два различных типа спуска, которые решают конструктивную схему этих аппаратов [7].

- Баллистический спуск,
- Вход в атмосферу с использованием подъемной силы,

Как правило, в качестве управляющего параметра выбирается аэродинамическое качество СА, которое определяется следующим соотношением:

$$K = C_y / C_x,$$

где  $C_x$  — коэффициент лобового сопротивления;  $C_y$  — коэффициент подъемной силы.

Подъемная сила зависит от формы СА и угла атаки. Кроме того, если спуск по баллистической траектории происходит при отсутствии подъемной силы, тогда  $K = 0$ , а в случае существования подъемной силы,  $K \neq 0$ .

В настоящей работе рассматривается схема баллистического спуска. Основным параметром для "баллистического спуска" является баллистический коэффициент  $P_x$ , причём аэродинамическое качество  $K=0$ , где  $P_x$  вычисляется через:

$$P_x = \frac{m_{CA}}{C_x S_n} \left[ \text{кг} / \text{м}^2 \right] \quad (1.1)$$

$m_{CA}$  — масса СА;  $S_n$  - площадь поперечного сечения КА;  $C_x$  - коэффициент аэродинамического сопротивления.

### **Способы торможения в атмосфере**

Способы торможения в атмосфере наиболее значимы для принятия решения при выборе формы МАКСА. Торможение в атмосфере может быть совершено разными способами; несколько вариантов схемно-технических решений

возвращаемых аппаратов различных конструктивно-компоновочных схем рассматриваются:

### Баллистический спуск без применения дополнительного тормозного устройства

Схема спуска (рис. 7), при которой осуществляется только баллистический спуск, т.е. спуск в атмосфере космического летательного аппарата, обладающего нулевым аэродинамическим качеством. Такой способ является самым простым. Спуск по баллистической траектории не требует управления и поэтому применялся на первых космических кораблях Восток, Восход и Меркурий [87].

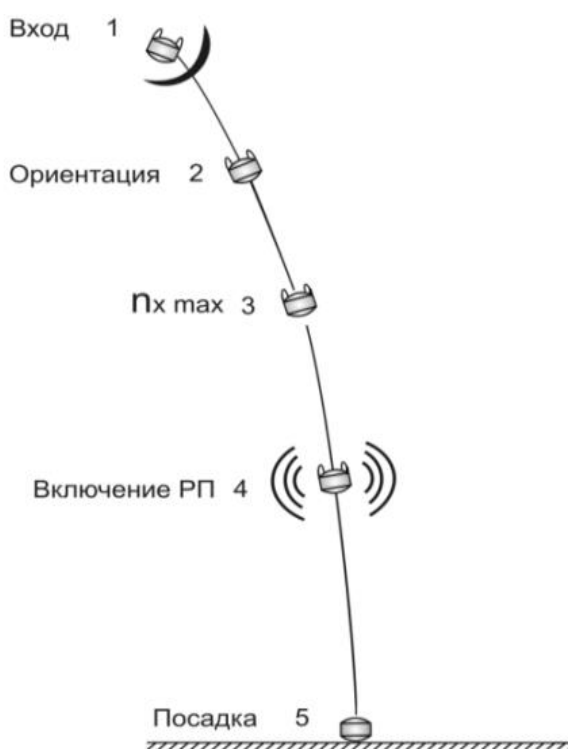


Рис. 7 баллистический спуск без применения дополнительного тормозного устройства

Достоинствами этой схемы являются:

- не требуется управления,
- не потребляется энергия от МАКСА,
- относительно простая конструкция.

Недостатками этого способа являются:

- большая крутизна траектории,
- сильный аэродинамический нагрев аппарата,
- наличие больших перегрузок в процессе спуска и посадки.

### Торможение с использованием парашютной системы

В настоящее время, самая распространённая схема спуска - это СА капсульного типа, которая осуществляет посадку с помощью парашютной системы (рис. 8), которая уменьшает скорость торможения за счёт сопротивления воздуха. Наиболее приемлемой формой корпуса для подобных СА является конический сегмент.

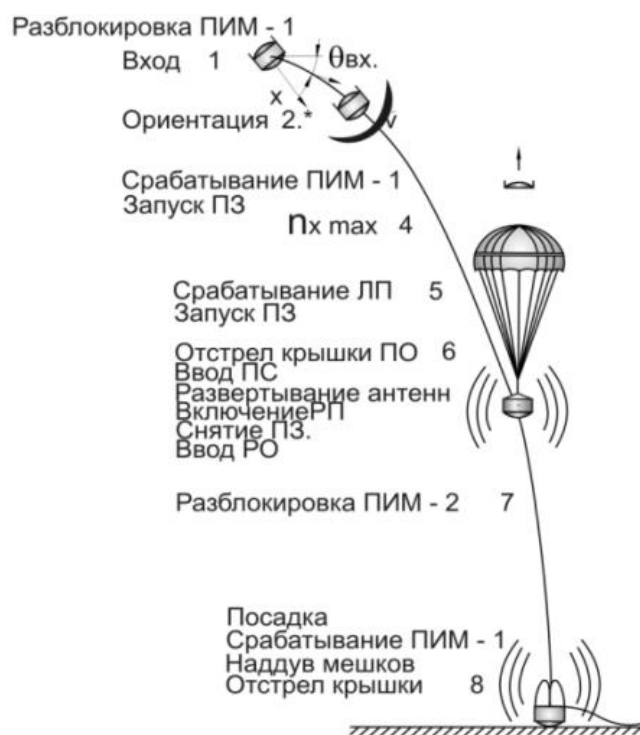


Рис. 8 схема спуска с ПС

Этот способ чаще всего используется после того, как на участке аэродинамического торможения скорость аппарата снизится до дозвуковой, так как, после окончания интенсивного аэродинамического торможения движение спускаемого аппарата становится относительно равномерным. Скорость его

снижения для различных конструкций в атмосфере вблизи Земли устанавливается в диапазоне 50 — 150 м/с [87].

При относительно больших скоростях полета введение большого купола основного парашюта приводит к большим нагрузкам, которых материал парашюта может не выдержать. Чтобы уменьшить нагрузки на парашют, необходимо вводить несколько каскадов парашютов один за другим с увеличивающимися площадями куполов. Другой путь уменьшения перегрузок — ввод зарифленной парашютной системы с постепенным раскрытием в несколько этапов основного парашюта [62, 87].

Достоинствами этого спуска являются:

- умеренные перегрузки,
- совершение мягкой посадки,
- наличие малой массы.

Недостатками этого способа являются:

- более эффективный на планете, которая имеет плотную атмосферу,
- неуправляемое место посадки.

### **Торможение с надувным тормозным устройством**

Принцип работы таких систем (рис. 9), основан на использовании надувных тормозных устройств вместо твердых экранов и парашютов для снижения скорости МАКСА во время спуска. Схему спуска можно описывать так: Торможение МАКСА на первом этапе осуществляется при помощи пневматического тормозного устройства. На этом этапе происходит основное уменьшение скорости аппарата с гиперзвуковой в момент входа в атмосферу до скорости, допустимой для ввода дополнительного надувного тормозного устройства (ДНТУ). На втором, заключительном этапе спуска в атмосфере используется ДНТУ [79].

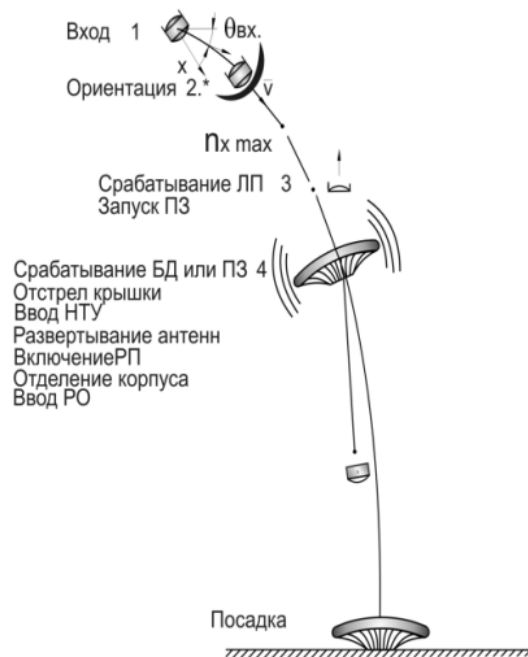


Рис. 9 схема спуска с НТУ

Результаты проектирования капсул типа «Демонстратор» показали, что масса полезной нагрузки МАКСА с НТУ составляет 50% - 70% общей массы МАКСА и её доля растет с увеличением полной массы аппарата. Доля массы конструкции с ростом общей массы МАКСА уменьшается, масса теплозащитного покрытия МАКСА с НТУ составляет около 13% и также уменьшается с ростом общей массы аппарата [40, 101].

Преимущества такого типа спускаемых аппаратов позволяют:

- иметь умеренные перегрузки,
- совершать мягкую посадку,
- экономить объем под обтекателями РН для размещения полезной нагрузки,
- увеличить соотношение массы КА и массы ПН,
- не ограничивать размер лобового аэродинамического экрана (ЛАЭ) имеющимся объёмом под обтекателем.

Недостатками этого способа являются:



- чувствительность НТУ к пробоям частицами космического происхождения;
- возможной нестабильностью (в силу упругой конструкции НТУ) аэродинамических коэффициентов;
- низкой температурной стойкостью материалов оболочки НТУ и системы её теплозащиты.

### **Спуск в атмосфере с аэростатной системой на конечном этапе**

В 70х годах рассматривали вопросы создания венерианских аэростатов. Первые аэростаты работали в атмосфере Венеры еще в 1985 году. Были сброшены два аэростатных зонда «Вега-1» и «Вега-2» которые дрейфовали в атмосфере Венеры.

Для исследования атмосферы, рельефа поверхности и связи со станциями на поверхности планеты используются аэростаты и дирижабли (рис. 10), которые месяцами и даже годами могут дрейфовать в атмосфере на высоте более 50 км. Затем, с помощью аэростатных платформ могут спускаться блоки научной аппаратуры для исследования поверхности на многоразовых аэростатах, сбрасывая их после "приземления". Такой аэростат или маленький дирижабль потом поднимется назад на летающую платформу, летающую в "полосе жизни" на высоте около 60 км [67].

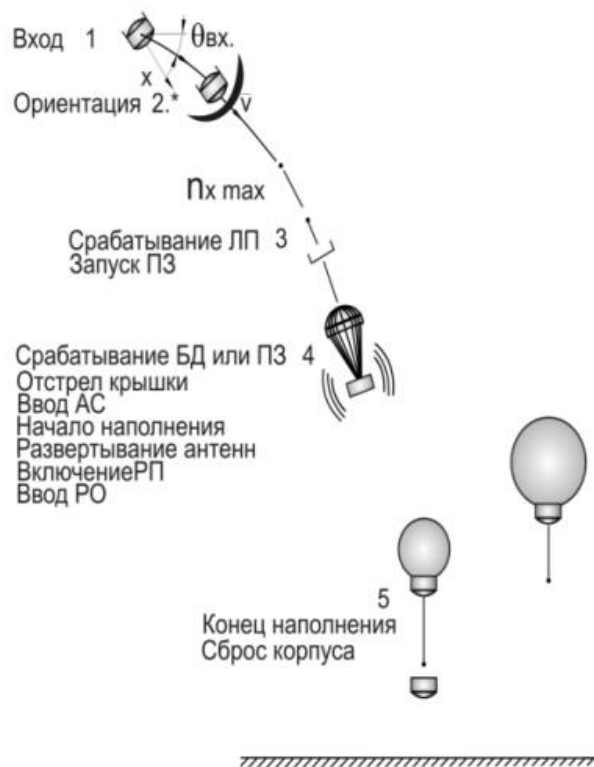


Рис. 10 схема спуска с ПАС

Достоинствами этого спуска являются:

- после спуска и отделения ПА от АЗ, аэростат может выполнить дополнительные исследования,
- умеренные перегрузки.
- Недостатками этого способа являются:
- объём воздушного шара АЗ значительно увеличивается при увеличении массы аппарата,
- более эффективен на планете, которая имеет плотную атмосферу.

### **Торможение МАКСА с роторным тормозным устройством**

Спускаемый аппарат, планирующий с помощью роторного устройства (рис. 11). В таких спускаемых аппаратах нет нужды устанавливать двигатель. Лопасте капсулы самостоятельно вращаются под напором потока воздуха, используя принцип авторотации, а именно так называется процесс самостоятельного

вращения лопастей. Этот принцип был продемонстрирован пилотами вертолетов, которые могут мягко посадить винтокрылую машину при неработающем или неисправном двигателе [4].

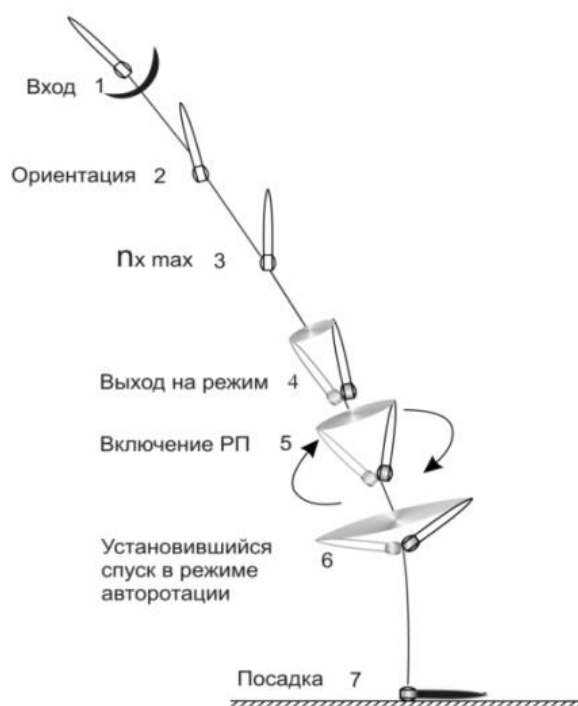


Рис. 11 схема спуска с РТУ

Проект верто-капсулы находится еще на стадии раннего проектирования, поэтому его реальное осуществление может быть затруднительно в настоящее время.

Достоинствами этого спуска являются:

- может приземляться куда угодно и где угодно,
- нет необходимости устанавливать двигатель,
- место посадки может быть управляемое.

Недостатками этого способа являются:

- большая масса конструкции по сравнению с ПС.

В настоящей работе рассматриваются варианты с ПС и НТУ.

## Посадка

Посадку СА можно разделить на два основных типа:

Мягкая посадка — посадка, при которой скорость аппарата к моменту его касания с поверхностью настолько мала, что не приносит разрушение конструкции и систем аппарата и сохраняет его функционирование. Скорость мягкой посадки составляет 0 – 10 м/с.

Жёсткая посадка - происходит, когда вертикальная перегрузка в момент посадки аппарата превышает допустимую величину, которая может привести к разрушению аппарата. Скорость жесткой посадки составляет 10 – 50 м/с.

При расчетах в данной работе применяется мягкая посадка со скоростью приземления  $V_k \leq 5$  м/с.

## **2 МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ**

В главе 2 формируются математические модели и выбор проектных параметров. Определяется массо-геометрическая модель, модель движения МАКСА при спуске в атмосфере, аэродинамическая модель, тепловая модель, модель при экстремальных условиях. Описывается метод эквивалентных возмущений.

Анализ процесса ввода спускаемых аппаратов в действие и спуска в атмосфере, может быть проведен только с использованием математических моделей, отражающих движение МАКСА и тепловые характеристики.

С учетом вышеизложенных рассуждений для исследования процессов, связанных с вводом спускаемого аппарата, в работе был определен состав математической модели как совокупности следующих ее составных частей:

- массово-геометрическая модель,
- модель движения,
- аэродинамическая модель,
- тепловая модель.

При формировании математических моделей принимались допущения, предельно упрощающие математические описания, а также использовались наиболее распространённые модели с целью выделения наиболее значимых для данных исследований факторов.

### **2.1 Геометрические и массовые модели**

При выборе конструктивно-компоновочных решений учитываются массовые и габаритные ограничения, определяемые возможностями соответствующих ракет-носителей, призванных выводить КА на орбиту, а также условиями возвращения МАКСА на Землю и особенностями размещения приборов и систем [84].

Наиболее типичные требования к конструкции корпуса МАКСА [84]:

- обеспечение необходимой прочности и жесткости во всех расчетных случаях нагружения. Это требование для конструкций КА всегда действует в сочетании с жестким ограничением массы конструкции;
- необходимость иметь габаритные размеры и форму, удовлетворяющие зонам полезной нагрузки головного блока или отсека полезного груза ракеты носителя, и обеспечивать объем, необходимый для размещения приборов и другого оборудования внутри;
- обеспечение конструктивной увязки и удобные условия сборки со смежными отсеками и агрегатами;
- обеспечение возможности закрепления оборудования как внутри, так и снаружи;
- удовлетворение заданным условиям по сохранению среды внутри отсека, а также по обмену между средами внутри отсека и вне его.

### 2.1.1 Массовые модели

В качестве массовых параметров рассматривается конструктивное совершенство МАКСА, под которым подразумевается отношение массы полезной нагрузки к массе МАКСА (глава 1). Для МАКСА представляются массовые ограничения, связанные с платформой КАРАТ где  $m_{МАКСА} \leq \max(m_{ПН\_МКА})$ , т.е.  $m_{МАКСА} \leq 60\text{кг}$ .

В общем случае, масса систем ( $m_{СИСТ}$ ) складывается из массы МКА ( $m_{МКА}$ ), массы МАКСА ( $m_{МАКСА}$ ), массы системы разделения ( $m_{СР}$ )

$$m_{СИСТ} = m_{МКА} + m_{МАКСА} + m_{СР} \quad (2.1)$$

В свою очередь, относительная конечная масса МАКСА равна сумме относительных масс всех подсистем:

$$\mu_{\text{МАКСА}_\kappa} = \frac{m_{\text{МАКСА}_\kappa}}{m_{\text{МАКСА}_0}} = \mu_{\text{ПН}} + \mu_{\text{КОНСТ}}^* + \mu_{\text{ТЗП}}^* + \mu_{\text{ТУ}}^* + \mu_{\text{БКУ}} + \mu_{\text{СЭП}} + \mu_{\text{ССВ}}. \quad (2.2)$$

где  $\mu_{\text{ПН}} = \frac{m_{\text{ПН}}}{m_{\text{МАКСА}_0}}$  - относительная масса полезной нагрузки,

$\mu_{\text{КОНСТ}}^*$  - относительная масса конструкции МАКСА,

$\mu_{\text{ТУ}}^* = \frac{m_{\text{ТУ}}^*}{m_{\text{МАКСА}_0}}$  - относительная масса тормозного устройства и системы посадки,

$m_{\text{ТУ}}^* = m_{\text{ТУ}} - \Delta m_{\text{ТУ}}$ ;  $m_{\text{ТУ}}$  - масса всех средств посадки и торможения,  $\Delta m_{\text{ТУ}}$  - масса средств, отделяемых на участке спуска,

$\mu_{\text{ТЗП}}^* = \frac{m_{\text{ТЗП}} - \Delta m_{\text{ТЗ}}}{m_{\text{МАКСА}_0}}$  - относительная масса системы теплозащиты,

$\mu_{\text{БКУ}} = \frac{m_{\text{БКУ}}}{m_{\text{МАКСА}_0}}$  - относительная масса системы управления бортовыми

системами,

$\mu_{\text{СЭП}} = \frac{m_{\text{СЭП}}}{m_{\text{МАКСА}_0}}$  - относительная масса системы энергопитания,

$\mu_{\text{ССВ}} = \frac{m_{\text{ССВ}}}{m_{\text{МАКСА}_0}}$  - относительная масса системы связи,

$m_{\text{МАКСА}_0}$  - начальная масса МАКСА при входе в атмосферу.

В настоящей работе рассматриваются структурные схемы МАКСА в виде схемы торможения с жестким аэродинамическим экраном (ЖАЭ) и схемы торможения модели с НТУ. Следовательно, массовая модель (2.2) для этих двух вариантов может быть представлена следующим образом:

### В1. Модель с ЖАЭ

$m_{\text{пн}}$  - масса полезной нагрузки

$m_{\text{конст}} = m_{\text{рама}} + m_{\text{элм.фикс.}} + m_{\text{гондола}}$  - масса конструкции СА,

$m_{\text{ТУ}} = m_{\text{параши.1}} + m_{\text{параши.2}}$  - масса всех средств посадки и торможения,

$m_{ТЗП} = m_{аз} + m_{конус} + m_{нагреватель} + m_{теплоиз.} + m_{радио.метр}$  - масса системы теплозащиты,

$m_{БКУ} = m_{БВС} + m_{КИС}$  - масса системы управления бортовыми системами,

БВС - бортовая вычислительная система; КИС - командно-измерительная система.

$m_{сзн} = m_{ИЭ} + m_{НЭ} + m_{АРК} + m_{ПЭ}$  - масса системы энергопитания,

ИЭ - источник энергии; НЭ - накопитель энергии; АРК - аппаратура распределения и контроля; ПЭ - преобразователь энергии.

$m_{свз} = m_{ПБ} + m_{АК} + m_{АПр} + m_{АП} + m_{ВТ} + m_{ВКС}$  - масса бортовой системы связи,

ПБ - приборный блок; АК - антенный коммутатор (антенный переключатель); АПр - антенны приемные; АП - антенны передающие; ВТ - волноводный тракт; ВКС - высокочастотная кабельная сеть.

$m_{РЗ} = m_{СО} + m_{СР} + m_{КРП}$  - масса системы разделения и отделения,

СО - средства отделения; СР - средства разделения; КРП - элементы крепления.

## В2. Модель с НТУ

$m_{нн}$  - масса полезной нагрузки,

$m_{конст} = m_{рама} + m_{элм.фикс.} + m_{зондола}$  - масса конструкции МАКСА,

$m_{Ту} = m_{ОНТУ} + m_{ДНТУ} + m_{СН,НТУ} + m_{Газ}$  - масса всех средств посадки и торможения,

СН, НТУ - система наполнения НТУ; Газ - газ для наполнения НТУ.

$m_{Тз} = m_{аз} + m_{конус} + m_{нагреватель} + m_{теплоиз.} + m_{радио.метр}$  - масса системы теплозащиты,

$m_{БКУ} = m_{БВС} + m_{КИС}$  - масса системы управления бортовыми системами.

БВС - бортовая вычислительная система; КИС - командно-измерительная система.

$m_{сзн} = m_{ИЭ} + m_{НЭ} + m_{АРК} + m_{ПЭ}$  - масса системы энергопитания,

ИЭ - источник энергии; НЭ - накопитель энергии; АРК - аппаратура распределения и контроля; ПЭ - преобразователь энергии.

$m_{свз} = m_{ПБ} + m_{АК} + m_{АПр} + m_{АП} + m_{ВТ} + m_{ВКС}$  - масса бортовой системы связи,



ПБ - приборный блок; АК – антенный коммутатор (антенный переключатель); АПр - антенны приемные; АП – антенны передающие; ВТ – волноводный тракт; ВКС – высокочастотная кабельная сеть.

$m_{PЗ} = m_{CO} + m_{CP} + m_{KPP}$  - масса системы разделения и отделения,

CO – средства отделения; CP – средства разделения; KPP – элементы крепления.

### Оценка массовых характеристик МАКСА

В настоящее время существует небольшое количество малых спускаемых аппаратов, которые были разработаны в различных странах мира. Их массовые и габаритные характеристики отличаются друг от друга в зависимости от их назначения и условий полета. В качестве примера таких спускаемых аппаратов можно назвать:

«Пионер-Венера» - СА для проведения исследований в атмосфере Венеры. В 1978 г. американскими специалистами была запущена станция «Пионер-Венера-2» массой 885 кг, имевшая в своем составе четыре спускаемых аппарата. Из них один имел наибольшую массу 350 кг при диаметре 1,5 м, а три остальных — массу 86 кг при диаметре 71 см [87].

«Хаябуса» - космический аппарат Японского агентства аэрокосмических исследований, предназначенный для изучения астероида «Итокава» и успешно доставивший образцы его грунта на Землю. Масса возвращаемого аппарата 16,8 кг; диаметр 0,59 м.

Аппарат «Стардаст» запущен в космос в 1999 году. Изначально предполагалось, что он соберёт частицы пыли из хвоста кометы «Вильда 2» и доставит образцы на Землю в специальной капсуле. Масса возвращаемой капсулы 46кг; диаметр 0,81м.

«MetNet», малая метеорологическая станция (ММС) по российско-финскому проекту автоматической межпланетной станции (АМС), предназначенная для посадки на поверхность Марса с целью проведения мониторинга состояния атмосферы Марса. Спуск в атмосфере обеспечивается с

использованием НТУ. Масса малой метеостанции — 22,2 кг. Максимальный диаметр 2м; диаметр в транспортном положении 0,5м [79, 86].

Предварительная оценка массовых характеристик МАКСА может быть получена с помощью соотношения массы полезной нагрузки и общей массы спускаемого аппарата. Это соотношение выражается формулой:

$$\mu_{ПН} = \frac{m_{ПН}}{m_{СА}}. \quad (2.3)$$

На таблицах 2.1 и 2.2 представлены соотношения между массой различных малых спускаемых космических аппаратов с ЖАЭ и с НТУ от собственного веса, полезных нагрузок.

Таблица 2.1

Соотношение массы МАКСА с ЖАЭ и массы ПН

показатель	масса МАКСА (кг)	масса ПН (кг)	$\mu_{ПН}$	масса полезной нагрузки в %
среднее значение	309,98	39,99	0,129	12,9%
Мин	6,00	0,59	0,98	9,8%
Макс	602,00	150,00	0,24	24,90%

Таблица 2.2

Соотношение между массой МАКСА с НТУ и массой ПН

показатель	масса МАКСА с НТУ (кг)	масса ПН (кг)	$\mu_{ПН}$	масса полезной нагрузки в %
среднее значение	144,6	58,26	0,40	40 %
Мин	22,20	4,00	0,18	18%
Макс	308,00	200,00	0,65	64,94%

Отметим что максимальная полезная нагрузка УКП «КАРАТ» равна 60 кг. В работе принимаем это значение в качестве максимальной массы МАКСА, из таблицы 2.1 оценка массы полезной нагрузки МАКСА с твердым АЭ в первом приближении равна  $m_{ПН}^{ЖАЭ} = \mu_{ПН} m_{МАКСА} \leq 7,8 \text{ кг}$ . Из таблицы 2.2 оценка массы

полезной нагрузки МАКСА с надувным тормозным устройством равна  $m_{ПН}^{НТУ} = \mu_{ПН} m_{МАКСА} \leq 24 \text{ кг}$ .

Из таблиц 2.1 и 2.2 видно, что средняя масса полезной нагрузки составляет от 13% до 40% от общей массы аппарата в зависимости от системы торможения и мягкой посадки. Для малых спускаемых аппаратов с жесткими аэродинамическими экранами масса полезной нагрузки составляет около 13% от общей массы КА и достигает до 25%; для СА с НТУ отношение массы полезной нагрузки к массе аппарата составляет 40% и может достигать 60%. Это говорит о том, что аэродинамические экраны надувной конструкции обладают преимуществами над традиционными жесткими тормозными экранами. При их использовании можно экономить объем под обтекателями РН для полезной нагрузки, увеличивать её массу, доставляемую на поверхность.

### 2.1.2 Геометрические модели

Выбор формы аппарата зависит от разных факторов: вида заданной траектории спуска; схемы торможения, и др., а форма СА, в свою очередь, влияет на аэродинамику, конструкцию теплозащиты, конструкцию самого СА и средств обеспечения мягкой посадки. СА для баллистического и скользящего спуска обычно выбираются в виде шаровой или осесимметричных тел вращения с малым удлинением. Форма СА капсульного типа для спуска по баллистической траектории представляет собой тело вращения с лобовой частью сегментной формы и с конической хвостовой частью [60].

Первые спускаемые аппараты, примененные для искусственных спутников Земли, выполнялись в форме сферы. Сфера обладает нулевым качеством.

Наиболее характерным примером сегментальной формы является СА кораблей «Союз» и «Аполлон». У них радиус кривизны переднего сегмента примерно равен диаметру миделя, что обеспечивает при сверхзвуковых скоростях высокий коэффициент сопротивления и хорошую статическую устойчивость при балансировочных углах атаки. Малый угол полураствора конуса СА корабля

«Союз» в сочетании с развитой верхней сферической поверхностью дает высокий коэффициент объемного заполнения и позволяет получить угловую статическую устойчивость. С другой стороны, форма СА корабля «Аполлон», проигрывая в этом плане, имеет затененную боковую поверхность, что повышает аэродинамическое качество и улучшает условия защиты от нагрева [87, 100].

Форма СА выбирается из условия обеспечения устойчивости в движении; из условия нагружения аппарата на участке спуска и посадки; из условия минимальных тепловых режимов, и др. которым должен обладать СА на всем протяжении посадки на планету. С одной стороны, СА должен удовлетворять всем требованиям аэродинамики и баллистики, а с другой, обеспечивать наибольшую компактность и удовлетворять всем массовым и габаритным характеристикам.

В качестве геометрических параметров КА могут выступать его размеры и форма. Из всех доступных вариантов конструкции СА, в настоящей работе рассматриваются два варианта: с жесткими аэродинамическими экранами и с НТУ, в которых учитываются: длина  $L_{АЭ}$ ; диаметр  $D_{АЭ}$ ; площадь миделевого (наибольшего) сечения  $S$ .

При выведении космических аппаратов на орбиту с помощью ракет-носителей накладываются жесткие ограничения на габариты космических аппаратов, особенно на диаметр. Космический аппарат-прототип вследствие указанных ограничений должен иметь размеры, не превышающие величины диаметра ракеты-носителя,  $D_{АЭ} \leq \max(D_{ПН\_РН})$ . Причём, в качестве средства выведения (целевой запуск) МАКСА принималась РН «Старт» - макс. диаметром 1,80 м. Кроме ограничения диаметра связанного с РН, должны учитываться характеристики базовой платформы. В данном случае рассматривается расположение МАКСА на базовой платформе КАРАТ рис. 12.

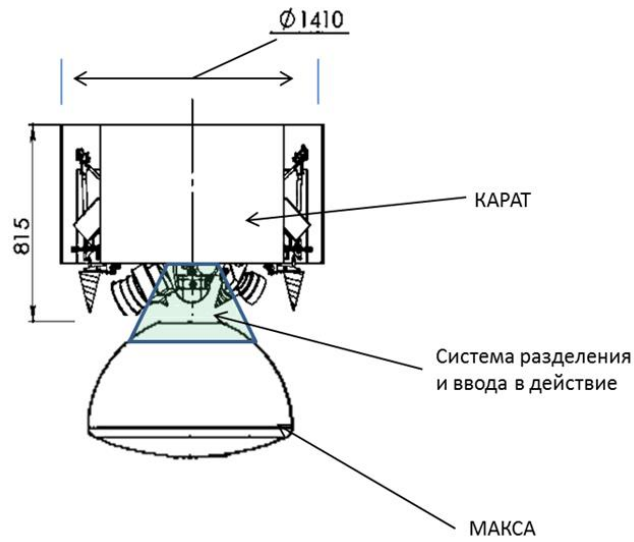


Рис. 12 Расположение МАКСА на «УКП КАРАТ»

Оценка диаметра МАКСА была получена при анализе диаметра различных спускаемых аппаратов с ЖАЭ (рис. 13) и с НТУ. Для СА с ЖАЭ оценка принимает вид  $D_{CA} = 0,1482(m_{CA})^{0,4152}$ .

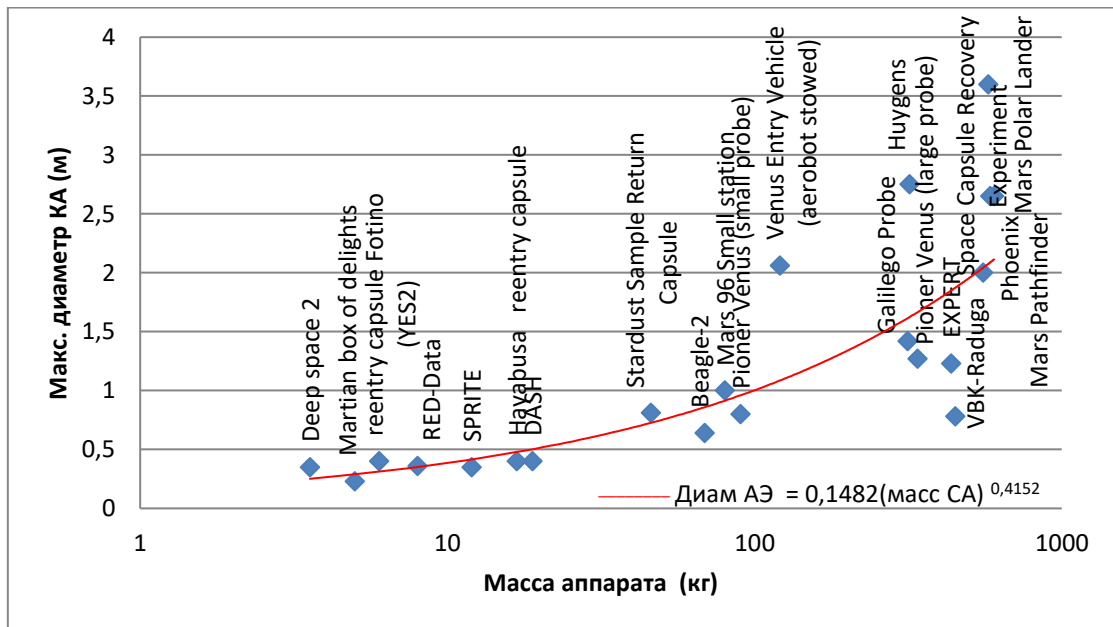


Рис. 13 Отношение массы СА к диаметру СА с ЖАЭ

Принимая массу МАКСА  $m_{МАКСА} = 60\text{кг}$ , оценка диаметра ЖАЭ составляет  $D_{АЭ} = 0,8\text{ м}$ .

## Объёмная эффективность

Одним из важных критериев оценки МАКСА является отношение объёма аппарата к площади его поверхности. Этот показатель позволяет сравнить массовые и габаритные размеры разных тел. Объёмная эффективность - это один из способов определения, сколько объёма доступно для заданного количества площади поверхности.

Известно, что сферическая форма является наиболее эффективной по отношению её объёма к её площади. Следовательно [21], чтобы сравнить одну СА с другой, выражение для вычисления объёмной эффективности, т.е. отношение объёма сферы к площади её поверхности и отношение объёма МАКСА сферы к площади его поверхности, принимает вид:

$$V_{EF} = \frac{(36\pi)^{1/3} V_{МАКСА}^{2/3}}{S_{МАКСА}}. \quad (2.4)$$

Так как теплозащитные экраны не являются замкнутой формой, то в этом случае объёмная эффективность нормализуется в полусфере. Следовательно, объёмная эффективность лобового экрана СА принимает вид:

$$V_{EF} = \frac{(18\pi)^{1/3} V_{hs}^{2/3}}{S_{hs}}.$$

Полный объём МАКСА определяется:

$$V_{МАКСА} = V_{АЭ} + V_{ЗА},$$

$V_{АЭ}$  - объём аэродинамического экрана;  $V_{ЗА}$  - объём задней оболочки.

Полная площадь поверхности МАКСА определяется:

$$S_{СА} = S_{АЭ} + S_{ЗА},$$

$S_{АЭ}$  - площадь поверхности аэродинамического экрана;  $S_{ЗА}$  - площадь поверхности задней оболочки.

В таблице 2.3 показаны результаты проведенного анализа объёмно-массовых характеристик известных спускаемых аппаратов с разными проектными обликами. Таким образом, геометрические характеристики МАКСА с жесткими

аэродинамическими экранами выбираются на основе анализа разных спускаемых аппаратов.

Таблица 2.3

Объёмная эффективность различных СА

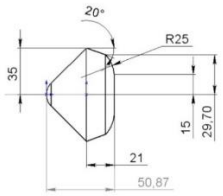
КА	$S_{CA}$ [м <sup>2</sup> ]	$V_{CA}$ [м <sup>3</sup> ]	Объёмная эффективность
Сфера			1
Hayabusa	0,33	0,014	0,85
Mars science lab	41,48	19,21	0,83
Orion	56,97	33,22	0,88
Apollo	36,60	16,76	0,86
Stardust	1,47	0,14	0,89
Galileo	3,54	0,56	<u>0,92</u>
Союз	13,3	5,48	<u>0,92</u>

Таблица показывает, что наилучшую объёмную эффективность имеют КА «Galileo», «Союз», далее «Stardust» и «Orion».

Для МАКСА рассматривается несколько модифицированных вариантов лобовых экранов. Также были рассмотрены различные конфигурации СА с задними оболочками (усечённый конус, сферический сегмент, усечённый конус + сферический сегмент) и лобовыми экранами (сферический сегмент, конус на угол 45°, конус на угол 60°), таблица 2.4 .

Таблица 2.4

Конфигураци вариантов МАКСА (B1-B5)

Вариант	Вариант	Диаметр	Длина	Радиус носа	Площадь поверхности	Объём	Объем эффективность
B1		0,70	0,51	0,12	1,190	0,110	0,93

Вариант	Вариант	Диаметр	Длина	Радиус носа	Площадь поверхно _сти	Объём	Объём эффектив _ность
B2		0,70	0,48	0,19	1,160	0,106	0,93
B3		0,70	0,49	0,19	1,190	0,110	0,93
B4		0,70	0,50	0,84	1,170	0,100	0,89
B5		0,70	0,46	0,84	1,250	0,120	0,94

Из этих вариантов более высокую объемную эффективность имеют аппараты, по конфигурации более близкие к сфере. МАКСА с большей объемной эффективностью будет обладать меньшей массой конструкции при заданном объеме. С ростом аэродинамического качества МАКСА теряют объемную эффективность, растет их масса, однако существенно улучшаются маневренные характеристики [74].

### Компоновочные схемы НТУ

Лобовой аэродинамический экран надувной конструкции представляет собой замкнутую герметичную оболочку или ряд оболочек. Эта оболочка состыковывается с предназначаемым для спуска в атмосфере полезным грузом. В общем случае, НТУ может быть выполнено одно или двух каскадным, как на рис. 14: 1-й каскад – основное НТУ с теплозащитным покрытием (ТЗП) служит для



торможения в атмосфере до дозвуковых скоростей, 2-й каскад – дополнительное НТУ, которое раскрывается в атмосфере для обеспечения посадочной скорости заданной величины [33, 40].

Первым в мире этой технологии является СА «Пенетратор» в составе проекта «Марс-96», который был предназначен для спуска на поверхность Марса и внедрения в его грунт. Пенетратор представлял собой тело конической формы (угол раствора  $90^\circ$ ) с удлиненной передней частью в форме иглы. «Игла» диаметром 0,17 м и длиной 1,32 м соединена с жесткой частью конуса диаметром 0,8 м, к кромке которого подсоединено основное НТУ диаметром 2,3 м. Дополнительное НТУ (2-й каскад) диаметром 3,8 м с основным соединено с помощью надувных штанг [40, 50, 59, 86].

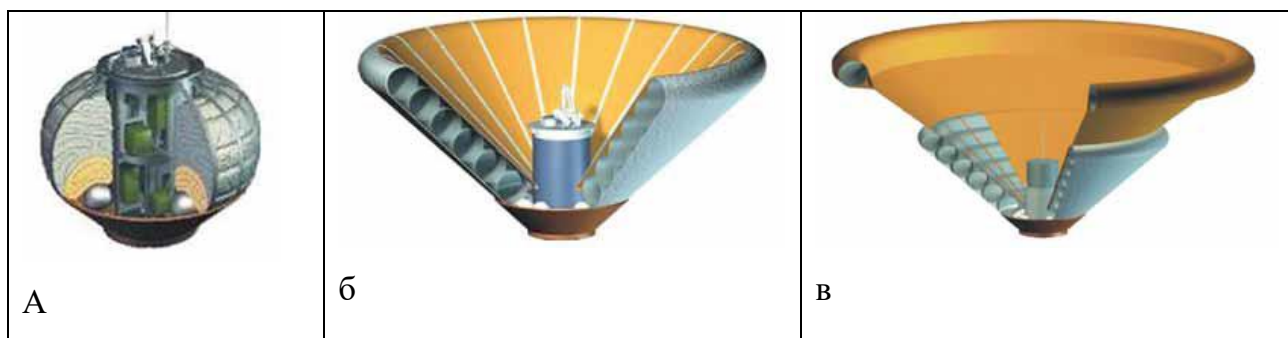


Рис. 14 Спускаемый аппарат с двухкаскадным надувным тормозным устройством. а – НТУ в сложенном положении; б – развёрнут 1-й каскад НТУ (основное НТУ); в – развёрнут 2-й каскад НТУ (дополнительное НТУ).

Дальнейшее развитие технологии СА с НТУ получено при проектировании серии спускаемых аппаратов «Демонстратор». «Демонстратор-1» был разработан для проведения лётных испытаний в условиях входа в атмосферу Земли. «Демонстратор-2», принятый после модернизации «Демонстратор-1». Система торможения «Демонстратора» состоит из небольшого абляционного носа и гибкой надувной оболочки, выполненной в двух каскадах. Первый гибкий экран, увеличивает диаметр капсулы от 80 см до 2,3 м. Затем, вместо парашютной системы, второй каскад открывается, увеличивая диаметр капсулы до 3,8 м. Замедление СА до достижения номинальной скорости посадки порядка 13 -15 м / с. Общий вид показан на рис. 15 [28].

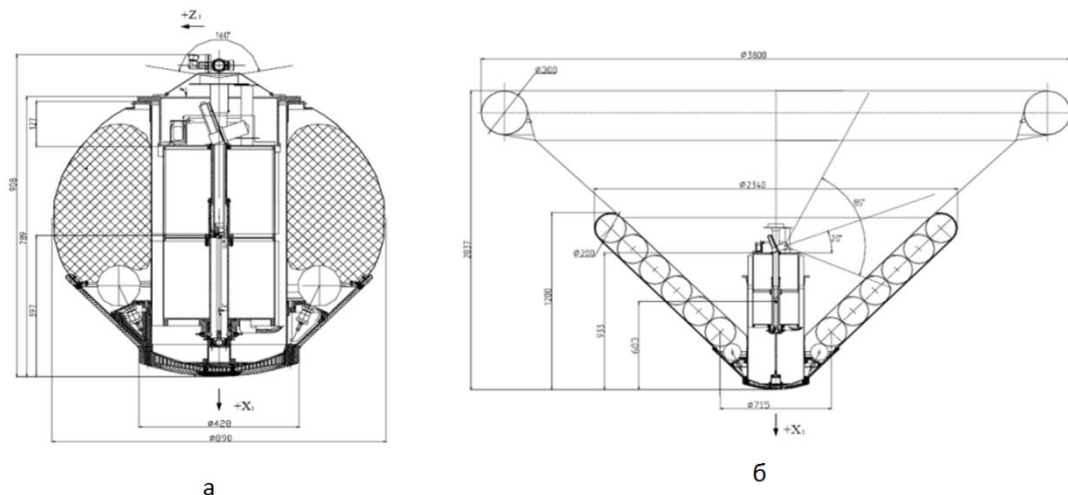


Рис. 15 СА «Демонстратор» с НТУ в сложенном (а) и развёрнутом (б) положении

Дальнейшее развитие спускаемых аппаратов с НТУ получено при проектировании «Малой метеорологической станции» (ММС) по российско-финскому проекту автоматической межпланетной станции, предназначенной для посадки на поверхность Марса (рис. 15). Диаметр ММС при развёрнутом основном НТУ составляет 1м, дополнительном – 2м. (рис. 16)

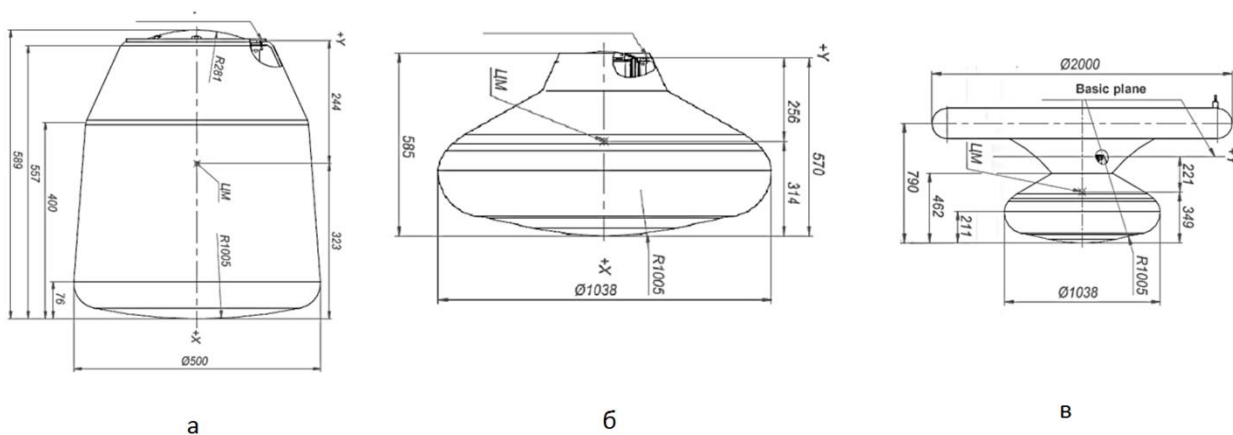


Рис. 16 Формы ММС в транспортном положении (а), на участке активного торможения (б), при посадке (в)

В свою очередь, Национальное космическое агентство Америки (НАСА), разработало в рамках проекта IRVE (Inflatable Re-Entry Vehicle Experiment)

технологии СА с надувным тормозным устройством. Конструктивно очень похожий на российский СА с НТУ «Демонстратор» (Рис. 17).

Конструкция IRVE состоит из центральной структуры, в которой находится электроника и подсистемы НТУ. Диаметр НТУ равен 3,0 м, а высота составляет примерно 1,6 м. Центральная структура состоит из алюминиевой трубки диаметром 0,27м [24, 32].

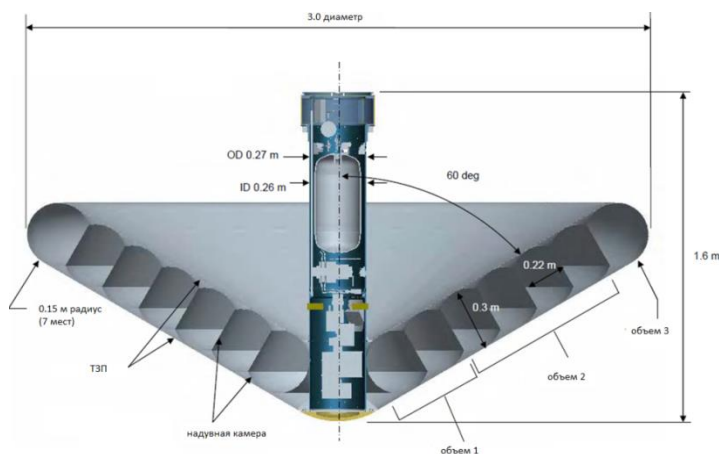


Рис. 17 Конструкция макета IRVE для отработки технологии СА с НТУ (США)

С целью проведения оценки геометрических размеров МАКСА с НТУ, на рис. 18 проводится соотношение диаметров различных СА с НТУ и общей массы СА в транспортном положении, диаметр 1-го каскада НТУ и диаметр 2-го каскада НТУ.

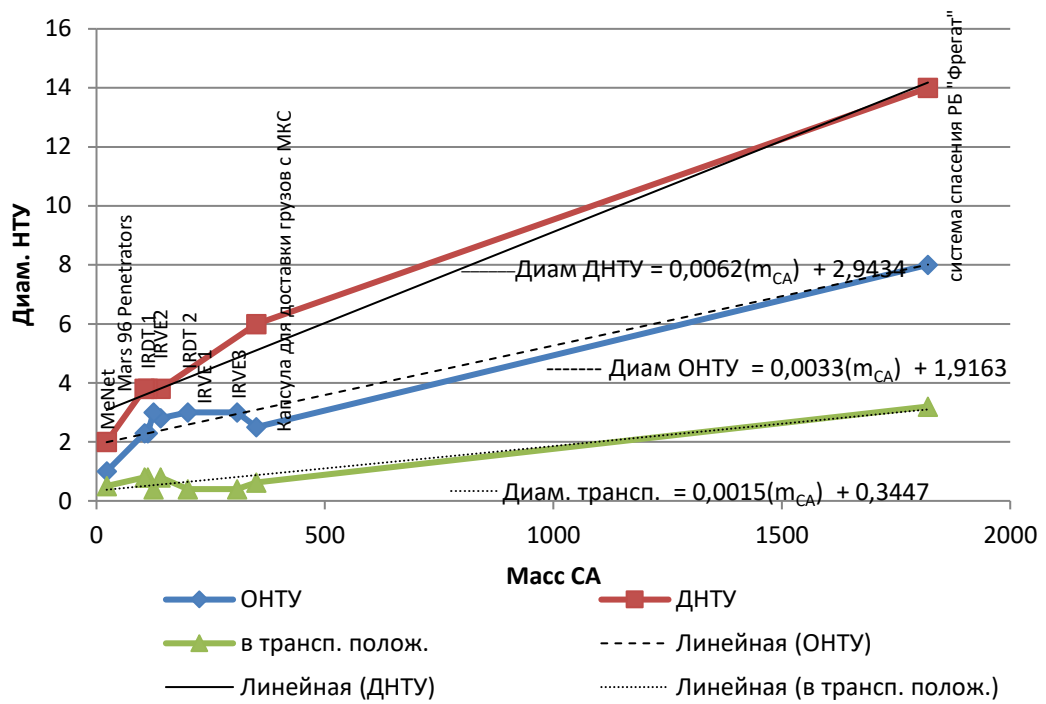


Рис. 18 Соотношение диаметра СА с НТУ и общей массы СА в транспортном положении, диаметр 1-го каскада НТУ, диаметр 2-го каскада НТУ

Оценка диаметра дополнительного тормозного устройства (ДНТУ) имеет вид  $D_{\text{ДНТУ}} = 0,0033(m_{\text{СА}}) + 1,9163$ ; а оценка диаметра основного тормозного устройства (ОНТУ) равна  $D_{\text{ОНТУ}} = 0,0062(m_{\text{СА}}) + 2,9434$ .

Оценка диаметра МАКСА с НТУ составляет  $D_{\text{Тполож.}} = 0,47\text{ м}$  в транспортном положении, для ОНТУ  $D_{\text{ОНТУ}} = 2,19\text{ м}$ , для ДНТУ  $D_{\text{ДНТУ}} = 3,12\text{ м}$ . (рис. 19).

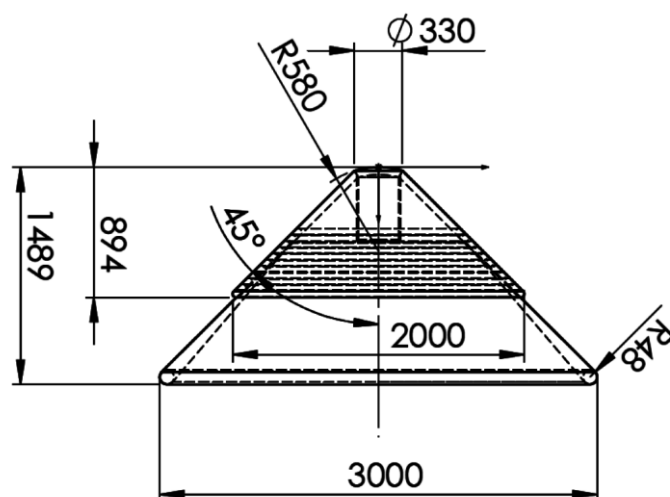


Рис. 19 Вариант МАКСА с НТУ

## 2.2 Аэродинамические и тепловые модели

Процесс движения МАКСА в атмосфере состоит из следующих основных участков:

- участок аэродинамического торможения;
- участок движения спускаемого аппарата на парашюте (или на НТУ);

Так как в процессе ввода в действие рассматривались различные участки с различным составом спускающихся тел, то сформируем соответствующие варианты моделей.

### 2.2.1 Внешние условия функционирования в атмосфере

При спуске КА в атмосфере планет на него действует ряд сил, возмущений и факторов, которые влияют на: траектории спуска, величину перегрузок и тепловых потоков, действующих на аппарат и, следовательно, на конструкцию самого спускаемого аппарата. Поэтому возникает необходимость определить влияние наиболее важных из этих факторов.

Участок прохождения плотных слоев атмосферы является решающим, так как именно здесь МАКСА испытывают наиболее интенсивные воздействия,

определяющие основные технические решения и основные требования к выбору всей схемы полета.

При спуске МАКСА в атмосфере планеты, среди наиболее значимых внешних факторов, влияющих на космический аппарат можно отметить:

- модель атмосферы,
- форму планеты,
- ветер.

### **Модель атмосферы Земли**

При рассмотрении вопросов входа МАКСА, следует отметить условную границу атмосферы планеты, с которой происходит интенсивное торможение МАКСА, для Земли – примерно 120 км от поверхности Земли; атмосфера Венеры простирается до высоты 125 км; для Марса толщина атмосферы около 110 км.

Характер движения аппарата в атмосфере зависит от ее состава и структуры, т.к. аэродинамические силы, действующие на аппарат, существенно зависят от параметров атмосферы: плотности, давления, температуры воздуха, скорости и характера ветра и т.д. В свою очередь, эти параметры зависят от высоты полета, географической широты места, времени года и суток и ряда других факторов [53].

В связи с этим, для расчета траекторий и других исследований аппарата существуют несколько моделей стандартной атмосферы, в том числе ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная 1981 г [44, 48, 54].

Для определения возмущений от сопротивления атмосферы целесообразно использовать упрощенные модели. Стандартная атмосфера дает некоторое среднее значение параметров спокойной атмосферы в зависимости от высоты.

Величина плотности атмосферы является функцией молекулярного веса воздуха  $M$  и его абсолютной кинетической температуры  $T$ . Большое распространение в практике имеют также локальные модели атмосферы, пригодные лишь для заданного диапазона высот и в течение определенного интервала времени [47, 48]. Локальной моделью, используемой в настоящей работе, является изотермическая модель (2.5), полученная в предположении, что

величины  $M$  и  $T$  постоянны. Здесь  $H$  - высота однородной атмосферы или шкала высот атмосферы.

$$\rho = \rho_1 e^{\frac{h-h_1}{H}}, \quad (2.5)$$

Давление воздуха выражается следующим образом:

$$P = \frac{\rho R^* T}{M}, \quad (2.6)$$

До высот 94км  $R^* / M = const = R$  тогда

$$P = \rho RT, \quad (2.7)$$

Температура воздуха по высоте формулируется:

$$\begin{aligned} T &= T_0 + \beta(H - H_0), \\ \beta &= \frac{dT}{dH}, \end{aligned} \quad (2.8)$$

Скорость звука вычисляется формулой

$$\begin{aligned} a &= \sqrt{\frac{K^0 RT}{M}}, \\ K^0 &= C_p / C_v = 1.4, \end{aligned} \quad (2.9)$$

$K^0$  - показатель адиабаты.

### **Форма и размер Земли**

Земля представляет собой очень сложное тело. Ее практически невозможно описать математически, поэтому нужна модель, которая бы наиболее близко подходила к поверхности Земли в целом по форме и размерам, но, в то же время, выражалась доступной для практического использования математической зависимостью. Таких моделей может быть несколько [53, 69].

В первом приближении Землю можно считать «шаром» радиуса 6371,1 км. Ближе к истинной фигуре Земли будет «эллипсоид вращения», полученный вращением эллипса, около его малой оси. Величина отклонения фигуры эллипсоида вращения от шара характеризуется «сжатием» - отношением разности наибольшей и наименьшей осей эллипсоида к его наибольшей оси [53, 69].

Еще более соответствует форме Земли «трёхосный эллипсоид», характеризующийся тремя полуосями  $a$ ,  $b$  и  $c$ , где  $a$ -средний радиус экватора.

В качестве следующего приближения более близкого к реальной поверхности Земли, принимается геоид – гипотетическая поверхность, приблизительно совпадающая со средней поверхностью спокойных океанов и мысленно продолжающаяся на части Земли [53, 69].

В данной работе для упрощения расчетов принимается модель Земли формой «шар».

## **Ветер**

При движении в атмосфере МАКСА отслеживает различные атмосферные возмущения, из всех метеорологических факторов на динамику полета МАКСА наиболее влияние оказывает ветер. Спускаемый аппарат во время спуска попадает под влияние ветра, который может повлиять на траекторию аппарата, и может вызвать сильные перегрузки, а также влиять на работу тормозной системы.

Скорость воздушной среды выражается суммой двух составляющих ветра: постоянной, турбулентной [105].

$$\bar{W}(t, x) = \bar{W}_0(x) + \bar{W}_T(t, x) \quad (2.10)$$

где  $\bar{W}_0(x)$  - постоянная составляющая ветра;  $\bar{W}_T(t, \bar{x})$  - турбулентная составляющая ветра.

Действия ветра на траекторию спускаемого аппарата более подробно рассматривается в разделе 2.2.3.



## 2.2.2 Уравнения движения МАКСА баллистического спуска

При анализе движения принимаются следующие допущения.

- 1 Гравитационное поле Земли – центральное;
- 2 Поверхность Земли – сфера радиуса  $R_{пл.}=6371,1$  км;
- 3 Атмосфера Земли имеет некоторую условную границу  $h_{вх}=120$ км;
- 4 Все силы, действующие на МАКСА, приложены к его центру масс;
- 5 Масса МАКСА считается постоянной на каждом этапе полета;
- 6 Угол атаки  $\alpha = 0$ ;
- 7 Движение около центра масс не рассматривается.

К числу основных сил, действующих на спускаемый аппарат при его движении в атмосфере, относятся:

- сила тяжести  $G$ ;
- аэродинамическая сила  $R_x$ ;
- сила ветра  $W$ ;

Уравнения движения центра масс МАКСА получаем по теореме об изменении количества движения центра масс и описываем в следующем образом:

$$\begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= -G \sin \Theta - R_x(\alpha, \beta) \\ \frac{d\Theta}{dt} &= \left( \frac{V}{r} - \frac{g}{V} \right) \cos \Theta \end{aligned} \quad (2.11)$$

Кинематические соотношения, которые определяют центр масс СА

$$\begin{aligned} \frac{dh}{dt} &= V \sin \Theta \\ \frac{dL}{dt} &= \left( \frac{R_{nl}}{r} \right) V \cos \Theta \\ r &= R_{пл} + h \end{aligned} \quad (2.12)$$

$h$ - высота полета;  $L$ - дальность [17, 65, 98].

### 2.2.3 Уравнения движения в неспокойной атмосфере (с учётом ветра)

При движении в атмосфере МАКСА отслеживает различные атмосферные возмущения, из всех метеорологических факторов на динамику полета МАКСА наибольшее влияние оказывает ветер. Это движение имеет турбулентный, т.е. хаотический, случайный характер. Однако некоторые составляющие этого движения характеризуются настолько большими масштабами, что с точки зрения динамики полета их можно рассматривать как движение с постоянной скоростью [57].

В настоящей главе даются уравнения движения с учетом влияния движения воздуха относительно Земли на полет МАКСА.

При полете МАКСА в подвижной атмосфере векторы его воздушной и путевой скорости не совпадают друг с другом. Путевая скорость – скорость полета аппарата относительно земной поверхности. Путевая скорость  $\bar{V}$  определяется сложением скорости полета МАКСА относительно воздуха  $\bar{V}_0$  и встречной или попутной составляющей скорости вектора ветра  $\bar{W}$

$$\bar{V} = \bar{V}_0 + \bar{W} \quad (2.13)$$

Ветром называется движение воздуха относительно земной поверхности, которое может происходить в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Перемещение воздуха характеризуется усредненной за некоторый промежуток времени скоростью и направлением воздушного течения. При этом вертикальные составляющие скорости ветра обычно невелики, и можно считать ветер горизонтальным [42]. Средний ветер может меняться в зависимости от времени и пространственных координат, но для технических целей считается только функцией высоты, т.е. среднего ветра постоянного во времени [30].

$$W(x; y; z) = \begin{bmatrix} w_x(x; y; z) \\ w_y(x; y; z) \\ w_z(x; y; z) \end{bmatrix}$$

Ветровое поле в любом географическом районе может быть охарактеризовано вертикальным профилем скоростей ветра, т.е. значениями скоростей по высотам [42]. В данной работе в качестве вертикального профиля ветра были использованы данные соответствующие ГОСТ Р53460-2009 [89]. Скорость ветра может быть представлена как сумма меридиональной и зональной составляющей. Кроме того, меридиональная составляющая значительно меньше зональной [42, 56]. В этой диссертации используется только зональная составляющая ветра. На рис. 20 приведены среднегодовое и предельные значения скорости зонального ветра (в северном полушарии).

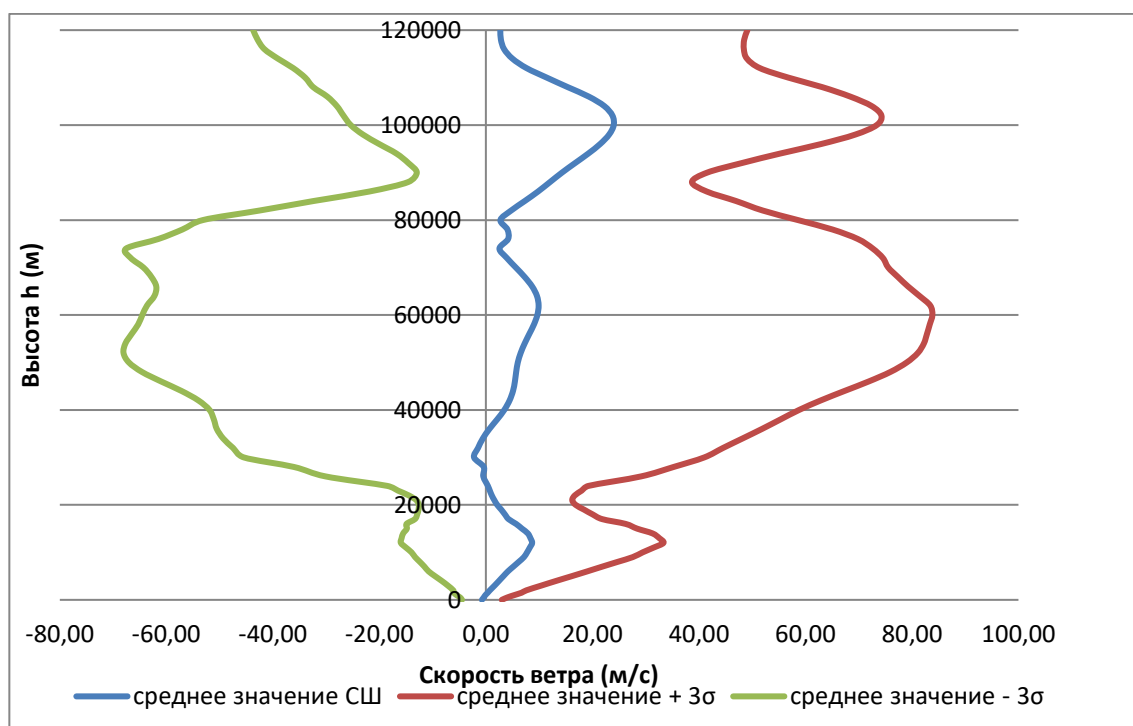


Рис. 20 Среднегодовое и предельные значения скорости зонального ветра (в северном полушарии).

Для проведения исследований целесообразно использовать систему уравнений, записанных при таких упрощающих допущениях:

- не рассматривается движение под действием вертикальной компоненты ветра,
- не рассматривается движение под действием меридиональной компоненты ветра.

Принимая путевую скорость (земная скорость) движения центра масс летательного аппарата  $\bar{V}_0$  за абсолютную скорость, скорость движения атмосферы  $\bar{W}$  относительно Земли за переносную, то его воздушная скорость  $\bar{V}$  (скорость движения центра масс аппарата относительно воздуха с учетом ветра) определяется следующим образом [58, 88]

$$\bar{V} = \bar{V}_0 \pm \bar{W} \quad (2.14)$$

Вектор скорости воздуха относительно земли (вектор скорости ветра) будем полагать состоящим из двух составляющих

$$\bar{W} = \bar{W}_0 + \bar{W}_T \quad (2.15)$$

где  $\bar{W}_0$  - постоянная составляющая скорости ветра, характеризует сплошное равномерное перемещение масс воздуха

$\bar{W}_T$  - Переменная (случайная) составляющая скорости ветра, учитывающая турбулентные порывы воздуха. Кроме того, турбулентные перемещения в атмосфере влияют в основном на ориентацию аппарата. В настоящей работе не рассматриваются турбулентные порывы воздуха.

С помощью (2.14) и (2.15) при  $W_y, W_z = 0$ , можем написать кинематические уравнения в нормальной системе координат в виде

$$\begin{aligned} \dot{x} &= (V \cos \theta - W_x) \frac{R_{III}}{(R_{III} + h)} \\ \dot{y} &= V \sin \theta \end{aligned} \quad (2.16)$$

Ускорение в траекторной системе координат определяем следующим образом

$$\dot{V}_0 = \dot{V} + \dot{W}, \quad (2.17)$$

здесь

$$\dot{W} = \frac{dW}{dt} = \frac{dW}{dh} \frac{dh}{dt}$$

Окончательно, получим уравнения движения МАКСА с учетом ветра в виде [20, 39]

$$\begin{aligned}
 \dot{V} &= -g \sin \theta - \frac{R_x}{m} - \dot{W} \cos \theta \\
 \dot{\theta} &= -\frac{g \cos \theta}{V} + \frac{V \cos \theta + W}{R_{III} + h} - \frac{\dot{W} \sin \theta}{V} \\
 \dot{h} &= V \sin \theta \\
 \dot{L} &= \frac{R_{III} (V \cos \theta + W)}{R_{III} + h} \\
 \dot{W} &= \frac{dW}{dh} \frac{dh}{dt} = \frac{dW}{dh} V \sin \theta
 \end{aligned} \tag{2.18}$$

### 2.3 Аэродинамические модели

#### Аэродинамическая сила

На тело, находящееся в потоке воздуха или газа, действует аэродинамическая сила ( $R_{aэ}$ ), которая является равнодействующей сил давления и трения, возникающих при движении аппарата относительно воздушной среды. В проекциях на оси скоростной системы координат с учетом допущения о плоском движении полная аэродинамическая сила выражается в следующем виде [41, 50, 65, 100]:

$$R_x = C_x S \frac{\rho V^2}{2}, R_y = C_y S \frac{\rho V^2}{2}, R_z = C_z S \frac{\rho V^2}{2} \tag{2.19}$$

где  $C_x, C_y, C_z$  — коэффициенты аэродинамических сил;  $\rho$  — плотность атмосферы;  $V$  — величина скорости полёта относительно воздуха или газа;  $S$  — характерная площадь, например, площадь миделевого сечения,  $q = \frac{1}{2} \rho V^2$  — скоростной напор.

Коэффициенты аэродинамических сил зависят от ориентации вектора скорости относительно тела; числа Маха ( $M_\infty = V/a$ , где  $a$  — скорость звука); числа Рейнольдса  $Re = \rho V l / \mu$ , где  $\mu$  — коэффициент вязкости и других параметров.

При баллистическом спуске в атмосфере,  $C_y, C_z$  и, соответственно,  $R_y, R_z$  равны нулю. На практике для коэффициента  $C_x$  обычно используют его зависимость лишь отчасти выше упомянутых параметров, а именно  $C_x = C_x(M_\infty, Re)$ .

В частности, в работе были проведены расчеты коэффициентов сопротивления для всех конфигураций МАКСА, при числах Маха ( $M_\infty = 15, 10, 4, 1, 0.5, 0.25$ ). Результаты расчетов представлены в таблице 2.5.

Таблица 2.5

Коэффициент аэродинамического сопротивления для вариантов В1-В5

М	Коэффициент аэродинамического сопротивления						
	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4	Вариант 5	НТУ 1-й каскад	НТУ 2-й каскад
15	0,75	1,07	1,06	1,07	1,02	0.88	--
10	0,7	0,97	0,97	1,04	1,04	1.06	--
4	0,83	1,07	1,06	1,1	1,12	0.84	0.84
1	1,58	1,62	1,61	1,66	1,66	1.62	1,67
0,5	0,24	0,27	0,27	0,34	0,34	--	0.89
0,25	0,24	0,26	0,26	0,34	0,35	--	
$C_x$	0,97	1,18	1,18	1,22	1,21	1.10	1.14

Из таблицы видно, что для вариантов с твердым АЭ, вариант 5 представляет самый высокий коэффициент сопротивления, т.е. вариант, имеющий форму сферического сечения для лобового аэродинамического экрана и сферическое сечение заднего корпуса аппарата.

**Участок спуска связки тел.** В случае совместного торможения нескольких устройств, как, например, основное надувное тормозное устройство (ОНТУ) и дополнительное надувное тормозное устройство (ДНТУ), или парашютов, - их

действие считается независимым и может быть представлено следующим образом:

$$\text{для МАКСА с парашютами } C_x S_M = C_{\Pi} F_{\Pi} + C_x^{AЭ} S_M^{AЭ},$$

$$\text{для МАКСА с НТУ } C_x S_M = C_x^{ОНТУ} S_M^{ОНТУ} + C_x^{ДНТУ} S_M^{ДНТУ},$$

где:  $C_{\Pi}$  – коэффициент сопротивления парашюта;  $F_{\Pi}$  – площадь парашюта;  $C_x^{AЭ}$  – коэффициент сопротивления аэродинамического экрана;  $S_M^{AЭ}$  – характерная площадь аэродинамического экрана;  $C_x$  – коэффициент лобового сопротивления аппарата;  $S_M$  – характерная площадь аппарата;  $C_x^{ОНТУ}$  – коэффициент сопротивления ОНТУ;  $S_M^{ОНТУ}$  – характерная площадь ОНТУ;  $C_x^{ДНТУ}$  – коэффициент сопротивления ДНТУ;  $S_M^{ДНТУ}$  – характерная площадь ДНТУ.

## 2.4 Модель парашюта

Последовательность выбора параметров парашюта, в первом приближении, приводится следующим образом. Наполнения купола парашюта моделируются «расширенным метода Пфанца-Лудтке» [11], который основан на «полу эмпирическом методе Пфанца-Лудтке» [22, 27].

Парашют должен обеспечить снижение МАКСА со скоростью [73]

$$V = \sqrt{\frac{2gP_{x\Pi}}{\rho}} \quad (2.20)$$

$P_{x\Pi}$  – баллистический коэффициент МАКСА под парашютом.

### Проектирование парашютной системы

Процесс десантирования можно разбить на следующие основные этапы:

I-й этап – движение десантируемого аппарата в воздухе. В течение первого этапа изменение скорости аппарата происходит по законам падения в воздухе тела без парашюта (аэродинамическое торможение).

II-й этап – ввод тормозного парашюта и вытягивание стропы парашюта на всю длину. В этой диссертации, сила, возникающая при вытягивании парашюта, не учитывается. Изменение скорости аппарата происходит по законам падения в воздухе тела без парашюта до момента начала наполнения купола парашюта.

III-й этап – начало наполнения купола парашюта до его полного наполнения.

IV-й этап – снижение на тормозном парашюте до момента ввода основного парашюта.

V-й этап – отделение тормозного парашюта от МАКСА. Ввод основного парашюта и вытягивание стропы парашюта на всю длину.

VI-й этап – наполнение купола парашюта до его полного наполнения.

VII-й этап – снижение на раскрытом основном парашюте до достижения поверхности земли.

### **Проектирование парашютной системы**

При расчете параметров парашюта необходимо задать следующие выходные параметры: масса МАКСА -  $m_{\text{МАКСА}}$ ; площадь миделя МАКСА -  $S_M$ ; коэффициент лобового сопротивления МАКСА –  $C_{\text{П}}$ ; вертикальная скорость в момент приземления (конечная скорость) –  $V_k$ ; скорость перед введением парашюта –  $V_0$ ; допустимая перегрузка в момент раскрытия куполов парашюта -  $n_g^{\text{доп}}$ ; максимальная и минимальная высота возможного раскрытия парашютной системы. Диапазон чисел Маха возможного раскрытия парашютной системы  $M_{\infty \text{ max}} < M_{\infty} < M_{\infty \text{ min}}$  [60, 73].

Важным параметром, который определяет прочность парашюта, является его скоростной напор.

• 
$$q_{\text{П}} = q_{\infty}(h_{\text{П}}) \quad (2.21)$$













где высота ввода тормозного парашюта обычно принимается в диапазоне чисел Маха  $1 < M_{\infty} < 2$  для тормозного парашюта, а для основного парашюта при  $M_{\infty} < 0,5$ .

















Коэффициент сопротивления парашюта зависит от конструкции куполов, типа ткани, ее воздухопроницаемости, скорости полета и др. В таблицах 2.6 и 2.7 приводятся значения коэффициента сопротивления для разных типов куполов парашюта [22].

Таблица 2.6

Коэффициент сопротивления и назначение различных параметров парашютов

тип парашюта	форма		$\frac{D_c}{D_\phi}$	надутая форма $\frac{D_p}{D_\phi}$	коэффициент сопротивления $C_{D_0}$	динамический коэффициент при ударной нагрузке $C_x$	общее применение
	плоскость	профиль					
плоский круговой			1,00	0,67 TO 0,70	0,75 до 0,80	~1,7	десантной, вышедшие из употребления
конический			0,93 до 0,95	0,70	0,75 до 0,90	~1,8	десантной, M<0,5
биконический			0,90 до 0,95	0,70	0,75 до 0,92	~1,8	десантной, M<0,5
поликонический			0,90 до 0,95	0,70	0,80 до 0,96	~1,8	десантной, M<0,5
EXTENDED SKIRT 10% FLAT			0,86	0,66 TO 0,70	0,78 до 0,87	~1,4	десантной, M<0,5
EXTENDED SKIRT 14.3% FULL			0,81 до 0,85	0,66 TO 0,70	0,75 до 0,90	~1,4	десантной, M<0,5

Коэффициент сопротивления и назначение различных параметров парашютов

тип парашюта	форма		$\frac{D_c}{D_o}$	надутая форма $\frac{D_p}{D_o}$	коэффициент сопротивления $C_{D_o}$	динамический коэффициент при ударной нагрузке $C_x$	общее применение
	плоскость	профиль					
простой разрезной			1,00	0,67	0,45 до 0,50	~1,05	десантной, вытяжной, тормозной. вышедшие из употребления
конический ленточный			0,95 до 0,97	0,70	0,50 до 0,55	~1,05	десантной, тормозной. 0.1<M<2.0
конический ленточный (разнообразная проницаемость)			0,97	0,70	0,55 до 0,60	1,05 до 1,30	десантной, вытяжной, тормозной. 0.1<M<2.0
ленточный (HEMISFLOT)			0,62	0,62	0,30 до 0,46	1,00 до 1,30	сверхзвуковой, тормозной. 1.0<M<3.0
кольцо-щель RINGSLOT			1,00	0,67 до 0,70	0,56 до 0,65	~1,05	вытяжной, тормозной. 0.1<M<0.9
кольцо-парус RINGSAIL			0,84	0,69	0,75 до 0,85	~1,10	десантной, M<0.5
диск-щель-кольцо DISC-GAP-BAND			0,73	0,65	0,52 до 0,58	~1,30	десантной, M<0.5

В данной работе был выбран парашют типа Disk-Gap-Band (DGB) (диск-щель-кольцо) для тормозного и основного парашюта, так как часто принимается в разработке спускаемых аппаратов. Это название описывает само строение парашюта: сначала идет диск купола, затем зазор, затем кольцо из ткани купола со спускающимися вниз стропами. Например, в космической программе НАСА по изучению Марса «Викинг», была принята парашютная система DGB с куполом диаметром 16 метров, что позволило замедлить скорость снижения с 250 м/с до 60 м/с. В программе Марс Патфайндер тоже был принят парашют DGB диаметром 12,7 м. Для миссии Mars Science Laboratory (MSL) воспользовались наследством указанных предыдущих миссий, так как являлся увеличенной копией парашютной системы Викинга, где диаметр парашюта составлял 21,5 м. Для таких парашютов коэффициент сопротивления принимается ( $C_D$ ) от 0,52 до 0,58. В данной работе был принят равным  $C_D = 0,55$  [14, 15, 22].

Сила сопротивления, действующая на парашют [22]:

$$R_{\Pi} = \frac{1}{2} \rho V^2 (C_{\Pi} F_{\Pi}) \quad (2.22)$$

$\rho$  - плотность воздуха,  $C_{\Pi}$  - коэффициент сопротивления парашюта,  $F_{\Pi}$  - площадь купола парашюта.

Установившаяся скорость падения парашютной системы  $V_y$  [12, 22] равна:

$$V_y = \left( \frac{2m_{СИСТ}g}{\rho_h (C_{\Pi} F_{\Pi} + C_{МАКСА} S_{МАКСА})} \right)^{1/2} \quad (2.23)$$

Максимальные нагрузки, действующие на парашют, обычно появляются при раскрытии купола парашюта. Эти силы определяются в зависимости от характеристик парашюта [14, 22, 25, 26].

$$R_{\Pi\_max} = C_K R_{\Pi} = C_K (C_{\Pi} F_{\Pi}) q \quad (2.24)$$

$C_K$ - коэффициент динамичности, который зависит от конструкции купола парашюта и определяет максимальную нагрузку на парашют [11, 22, 25].

В процессе наполнения парашюта изменяется площадь купола парашюта  $F_{\Pi}$ , и его коэффициент сопротивления  $C_{\Pi}$ . Изменения этих параметров проще всего искать не отдельно, а в виде их произведения [12, 27, 99]. Это произведение называется эффективной площадью сопротивления парашюта  $C_{\Pi} F_{\Pi}$ :

Изменение эффективной площади сопротивления во времени можно аппроксимировать [12, 27]

$$\frac{C_{\Pi} F_{\Pi}}{(C_{\Pi} F_{\Pi})_y} = \left( \frac{t}{t_f} \right)^j \quad (2.25)$$

$(C_{\Pi} F_{\Pi})_y$  - площадь сопротивления парашюта, когда купол парашюта достигает его стационарного значения в первый раз;  $t_f$  - время наполнения купола парашюта, т.е. время проходящее с момента отделения от аппарата до полного

наполнения купола парашюта, когда  $C_{\Pi}F_{\Pi} = (C_{\Pi}F_{\Pi})_y$ ;  $j$  – коэффициент роста площади сопротивления, в данной работе  $j=6$ .

В работах [12, 22, 26, 34] указано, что время наполнения купола парашюта выражается следующим образом:

$$t_f = \frac{nD_0}{V_0} \quad (2.26)$$

$n$  – постоянная наполнения парашюта. Для парашютов типа DGB,  $n=10$  [35];  
 $D_0$  – номинальный диаметр парашюта.

$$D_0 = \sqrt{\frac{4F_{\Pi}}{\pi}}$$

В начале наполнения парашюта ( $t=0$ ) площадь сопротивления парашюта равна [11, 12, 26, 34]:

$$C_{\Pi}F_{\Pi}(t) = (C_{\Pi}F_{\Pi})_y \left( \frac{t}{t_f} \right)^j = 0$$

при  $t = t_f$ , площадь сопротивления парашюта достигает его стационарного значения в первый раз

$$C_{\Pi}F_{\Pi}(t) = (C_{\Pi}F_{\Pi})_y \left( \frac{t}{t_f} \right)^j = (C_{\Pi}F_{\Pi})_y$$

при  $t = t_f (C_K)^{1/j} = t_{\max}$  парашют наполняется и, следовательно, нагрузка на парашют достигает его максимального значения

$$C_{\Pi}F_{\Pi}(t) = (C_{\Pi}F_{\Pi})_y \left( \frac{t}{t_f} \right)^j = C_K (C_{\Pi}F_{\Pi})_y$$

после того, как площадь сопротивления парашюта достигает его максимального значения, т.е. при  $t > t_{\max}$ , площадь сопротивления парашюта уменьшается до его стационарного значения и остается постоянной

$$C_{\Pi}F_{\Pi}(t) = (C_{\Pi}F_{\Pi})_y = const$$

Различные исследования показали, что процесс наполнения парашюта может проходить в двух режимах. Первый режим называется «бесконечная масса», так как парашют ведет себя так, как будто он сильно нагружен. Это означает, что в процессе наполнения парашюта, скорость спуска остается относительно постоянной. Примеры парашютов в режиме бесконечной массы включают: парашюты для торможения самолетов или испытания парашютов в аэродинамической трубе с постоянной скоростью. Второй режим называется «конечная масса». Этот термин используется для описания случаев, когда изменение скорости во время наполнения парашюта значительно. «Конечная масса» имеет место, например, когда большие парашюты используются для небольших полезных нагрузок [22].

В работах [11, 12, 25] указано, что переход от конечной массы к бесконечной массе можно определить с помощью баллистического параметра парашюта  $A$ . Кроме того, баллистический параметр позволяет вычислить значения коэффициента динамичности  $C_k$ .

Баллистические параметры определяются следующим образом:

$$A = \frac{2m_{СИСТ}g}{\rho g V_0 t_f (C_{П} F_{П})_y} \quad (2.27)$$

Если  $A \leq \frac{j+2}{j(j+1)}$  парашют работает в режиме конечной массы.

При  $\theta = 0$  ( $\theta$  - траекторный угол при вводе парашюта)

$$C_{k0} = \left( \frac{j+2}{2(j+1)} \right)^2 \left( \frac{j(j+1)}{j+2} \right)^{\frac{j}{j+1}}$$

$$t_{\max} = t_f \left( \frac{j(j+1)A}{j+2} \right)^{\frac{1}{(j+1)}}$$

Если  $A > \frac{j+2}{j(j+1)}$  парашют работает в режиме бесконечной массы, тогда:

$$C_{K0} = \left( 1 + \frac{1}{A(j+1)} C_X \frac{j+1}{j} \right)^{-2} X_1$$

$$t_{\max} = t_f X_1^{\frac{1}{(j+1)}}$$

где  $X_1$  – постоянный коэффициент динамичности в режиме бесконечной массы, который определяется в зависимости от характеристик парашюта (таблица 2.6).

Если  $\theta \neq 0$ , тогда:

$$C_1 = \sqrt{j} \left( \frac{V_y}{V_0} \right)^2 e^{-B}$$

$$C_2 = \sqrt{j} \left( \frac{V_y}{V_0} \right)^2 (1 - e^{-B}) \sin(-\theta) e^{-\frac{A}{6} j^{0.25}}$$

$$B = A \left( \frac{V_0^2}{V_T^2} \right)$$

Тогда  $C_K = C_{K0} + C_1 + C_2$

### Тормозной парашют

Если допустимая нагрузка, действующая на парашют известна, тогда меняем площадь купола тормозного парашюта (ТП) до тех пор, пока:

$$F_{ТП} C_K C_{ТП} \frac{1}{2} \rho V_0 \leq R_{ТП\_доп}$$

допустимая нагрузка  $R_{ТП\_доп}$ , действующая на парашют,  $V_0$  – скорость в момент ввода парашюта. Далее ускорение вычисляется по формуле:

$$a_{n\_max} = \frac{R_{\Pi}}{m} \quad (2.28)$$

или при перегрузках:

$$n_{\Pi\_max} = \frac{a_{n\_max}}{g} \quad (2.29)$$

Для определения массы парашюта воспользуемся [14, 22], где показывается соотношением массы парашюта и его номинального диаметра, заданными в рис. 21.

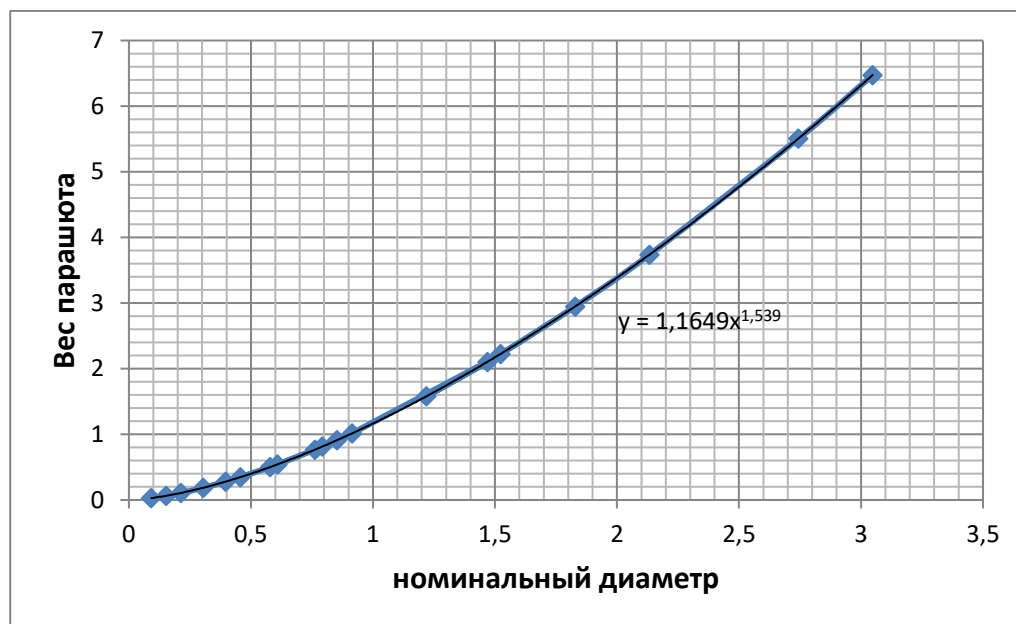


Рис. 21 зависимость массы парашюта от номинального диаметра парашюта

Из рис. 21 следует :

$$m_{\Pi} = 1,1649D_0^{1,539} \quad (2.30)$$

Опять, используя [14, 22], для высокопрочного нейлонового парашюта, расчетная масса парашюта будет следующей:

$$m_{\Pi} = 0,0408(6,562r_{\Pi})^2 + 0,2722(6,562r_{\Pi}) \quad (2.31)$$

Расчеты (см. раздел 3.1) показали, что второй метод дает более близкие значения к реальными, поэтому этот способ был использован для расчетов.

## Основной парашют

Площадь основного парашюта определяем при скорости приземления  $V = V_K$

$$F_{OP} = \frac{2g_0 m_{\Gamma}}{V_K^2 \rho_K C_{\Pi}} - \frac{C_{CA} S_{CA}}{C_{\Pi}} \quad (2.32)$$

где  $m_{\Gamma} = m_{МАКСА} + m_{OP} = m_{МАКСА_0} - m_{ТП}$

$m_{МАКСА_0}$  - начальная масса МАКСА при входе в атмосферу.

С помощью (2.24) вычисляем максимальные нагрузки, действующие на купол основного парашюта.

Если максимальная перегрузка больше допустимой в момент ввода парашюта,  $R_{\Pi\_max} \gg R_{ДОП}$ , меняем условия ввода парашюта пока  $R_{\Pi\_max} \leq R_{ДОП}$ .

Параметры размера парашюта выбираются на базе проекта Викинг [14].

$$Disk = 0.53 * F_{\Pi}; Gap = 0.12 * F_{\Pi}; Band = 0.35 * F_{\Pi}$$

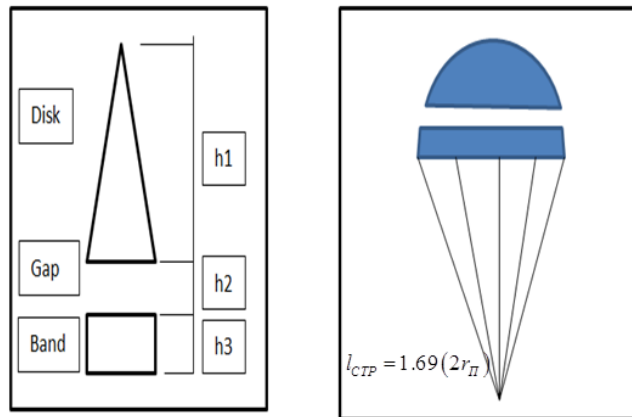


Рис. 22 Геометрические характеристики парашюта

Длина диска h1

$$h1 = \left( \frac{F_{\Pi}}{1.887 * Ng * \tan\left(\frac{180}{Ng}\right)} \right)^{0.5} \quad (2.33)$$



длина щели

$$h_2 = 0.12 * h_1 \quad (2.34)$$

длина полосы

$$h_3 = 0.35h_1 \quad (2.35)$$

длина стропы

$$l_{СТР} = 1.69(2r_{II})$$
$$l_{СТР} = 1.69(2r_{II}) \quad (2.36)$$

Если в качестве материала принимаем «нейлон» (0.13кг/м<sup>2</sup>), то объём упакованного парашюта  $V_{об\_II}$  при использовании пневматического прессы с

$P = 560.646 \frac{кг}{м^3}$ , равен:

$$V_{об\_II} = \frac{m_{II}}{P} [л] \quad (2.37)$$

Алгоритм определения параметров парашютной системы можно представить в следующем виде (рис. 23):

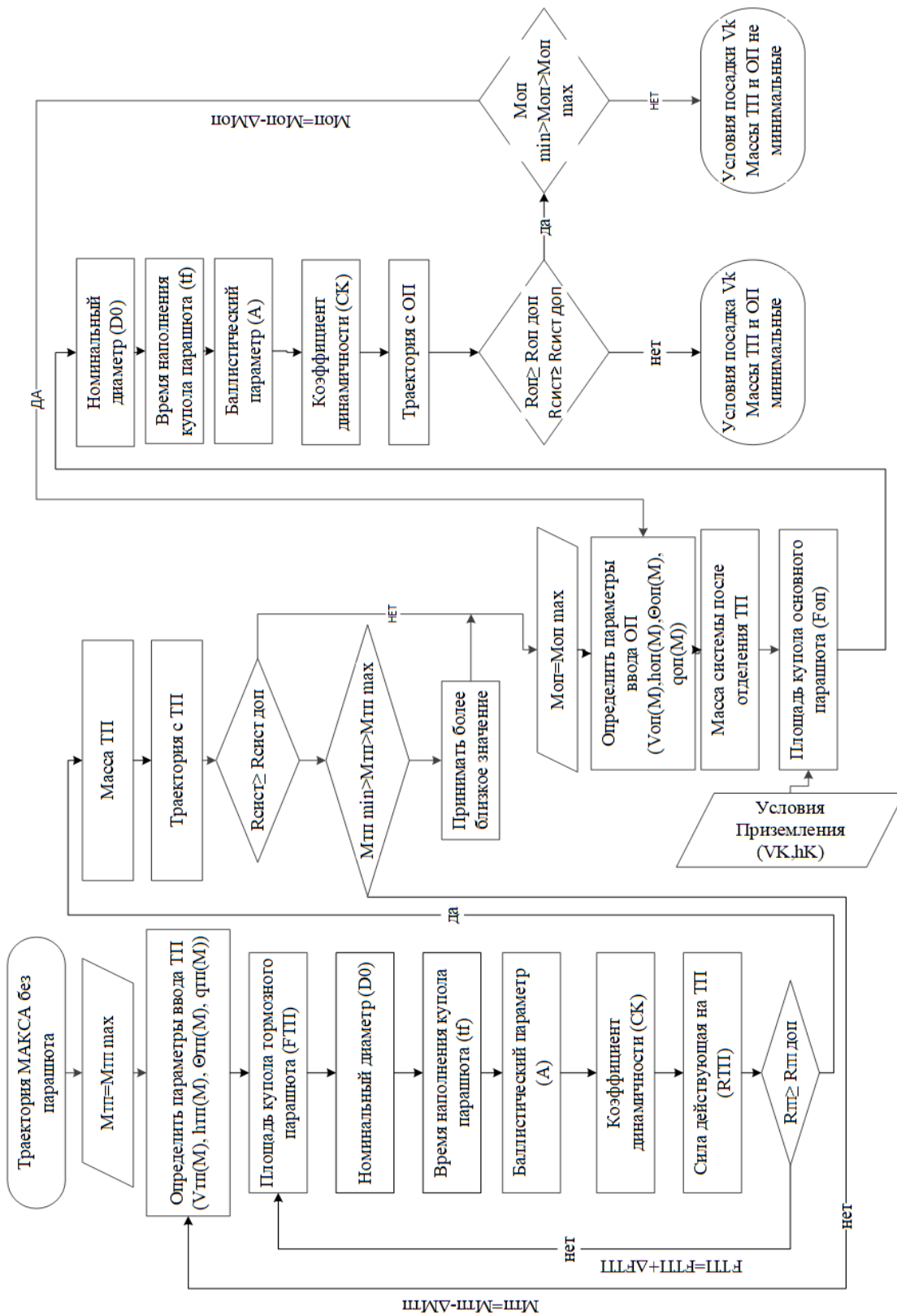


Рис. 23 Алгоритм определения проектных параметров парашюта

## 2.5 Тепловые модели

Спускаемые аппараты, входящие в атмосферу Земли и других планет с большими скоростями, обычно подвергаются сильному воздействию окружающей среды. При разработке таких аппаратов существенную роль играет проектирование системы теплозащиты. Таким образом, для защиты устройств необходимо учитывать тепловую модель летательного аппарата.

Работа теплозащиты с учетом ограничений, накладываемых параметрами МАКСА, достаточно сложная задача. В первую очередь, речь идет об ограничениях, накладываемых на выбор формы спускаемых аппаратов. Как правило, форма выбирается из условий обеспечения заданного аэродинамического качества, устойчивости, управляемости, перегрузки, максимальной плотности компоновки, минимальных масс теплозащиты и аппарата в целом, его наибольшей надежности и эффективности, комфортности экипажа и т.д. При этом следует учесть, что форма МАКСА непосредственно влияет на тип применяемого теплозащитного покрытия [83].

Проблема определения тепловых режимов всегда требует экспериментального исследования, кроме того предварительные расчеты могут быть проведены с использованием инженерных методов. Поэтому рассмотрим особенности этого подхода.

Суммарный тепловой поток, действующий на поверхности аппарата, входящего в атмосферу, можно представить в виде [14, 19, 36, 37]:

$$\dot{q} = \dot{q}_{\text{кон}} + \dot{q}_{\text{рад}}, \quad (2.38)$$

где  $\dot{q}_{\text{кон}}$  - конвективный тепловой поток;  $\dot{q}_{\text{рад}}$  - радиационный тепловой поток.

Конвективный тепловой поток в критической точке может быть определен по формуле [14, 19, 36, 37]:

$$\dot{q}_{\text{кр}} = \frac{c}{\sqrt{R_{\text{нос}}}} \left( \frac{\rho_{\infty}}{\rho_0} \right)^n \left( \frac{V_{\infty}}{V_I} \right)^m \left( 1 - \frac{I_w}{I_0} \right), \quad (2.39)$$

где  $c, n, m$  – некоторые постоянные, зависящие от типа течения и от свойств газа;  $R_{\text{нос}}$  – радиус притупления носка аппарата;  $V_{\infty}$  – скорость полета МАКСА;  $V_I$  – значение первой космической скорости;  $\rho_{\infty}$  – плотность атмосферы на высоте полета;  $\rho_0$  – плотность атмосферы на поверхности планет;  $I_w, I_0$  – энтальпия воздуха при температуре стенки в расчетной точке и энтальпия торможения.

Вследствие того что  $I_w \ll I_0$ , уравнение (2.39) может быть представлено в виде [14, 19, 36, 37]:

$$\dot{q}_{\text{конв}} = \frac{c}{\sqrt{R_{\text{нос}}}} \left( \frac{\rho_{\infty}}{\rho_0} \right)^n \left( \frac{V_{\infty}}{V_I} \right)^m \quad (2.40)$$

Более упрощенный вид:

$$\dot{q}_{\text{конв}} = \frac{c}{\sqrt{R_{\text{нос}}}} (\rho_{\infty})^n (V_{\infty})^m \left[ \frac{Bm}{M^2} \right] \quad (2.41)$$

В ламинарном режиме обтекания существуют разные приближения для  $n, m, c$  [14, 19, 31, 36, 37]:

для (2.41)

Саттон-Грейвс  $n = 1/2, m = 3, c = 1,74153 \times 10^{-4}$ ,

Дэтра - Идальго  $n = 1/2, m = 3.15, c = 5.16 \times 10^{-5}$ ,

Чепмен  $n = 1/2, m = 3, c = 1,705 \times 10^{-4}$ ,

Таубер-Саттон  $n = 1/2, m = 3, c = 1,83 \times 10^{-4}$ .

Для расчетов конвективных тепловых потоков использовались Дэтра - Идальго аппроксимации, так как наиболее часто используется для расчета тепловых потоков.

Расчет радиационного нагрева в зоне затупления Андреевский [42] предлагает вычислять по следующему выражению для трех диапазонов полета (таблица 2.8)

$$\dot{q}_{рад} = A\sqrt{R_{нос}} (\rho_{\infty})^n \left(\frac{v_{\infty}}{1000}\right)^m \left[\frac{ккал}{м^2с}\right] \quad (2.42)$$

Таблица 2.8

Значение n, m радиационного потока

A	n	m	V [км/с]
$1,038 \times 10^{-4}$	1.68	7.4	$V < 8.5$
$2.28 \times 10^{-8}$	1.41	20.0	$8.5 < V < 11.6$
$8.405 \times 10^{-5}$	1.30	8.0	$V > 11.6$

Интегрированный конвективный тепловой поток в точке торможения во время полета вычисляется [31, 36-38, 77] как:

$$Q = \int_{t_0}^{t_f} \dot{q} dt \left[ \frac{Дж}{м^2} \right] \quad (2.43)$$

Температура поверхности в градусах Кельвина в критической точке согласно закону Стефана-Больцмана может быть определена как равновесная радиационная температура поверхности при суммарном тепловом потоке (конвективном + радиационном) [77]:

$$T_{кр} = \left( \frac{\dot{q}}{\sigma \varepsilon} \right)^{1/4} [K] \quad (2.44)$$

где  $\sigma$  - постоянная Стефана-Больцмана  $\sigma = 5.670373(21) \times 10^{-8} W m^{-2} K^{-4}$ ,  $\varepsilon$  - коэффициент степени черноты поверхности КА (обычно принимается  $\varepsilon = 0,8$ ).

Удельная энтальпия адиабатического заторможенного потока на больших скоростях принимает вид [43, 77]

$$I_0 = \frac{V_{\infty}^2}{2} \quad (2.45)$$

Расчет изменения давления торможения  $p_0$  по траектории спуска проводится с помощью уравнения Гюгонио в виде [14, 19, 36, 37, 43]:

$$p_0 = p_h \left[ \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left( \frac{2}{k-1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \frac{M_\infty^{\frac{2k}{k-1}}}{\left( \left( \frac{2k}{k-1} \right) (M_\infty)^2 - 1 \right)^{\frac{1}{k-1}}} \right] \quad (2.46)$$

$p_h$  - атмосферное давление на высоте полета;  $M_\infty$  - число Маха, соответствующее скорости полета МАКСА;  $k$  – показатель адиабаты  $k = 1,4$ .

Максимальный тепловой поток обычно определяет диапазон возможных материалов тепловой защиты, а интегрированная тепловая нагрузка определяет массу теплового экрана [38, 77].

В таблице 2.9 представляются возможные варианты абляционных материалов ТЗП лобового экрана, где они выбираются на основе максимального теплового потока и динамического давления по траектории [36-38].

Абляционные материалы лобового теплового экрана потоком

Плотность	передняя часть теплозащитный экран	поставщик	летное испытание или степень готовности (TRL)	потенциальный предел		скорость входа км/с		другие возможные миссии
				Тепловой поток Вт/см <sup>2</sup>	давление атм	<13	>13	
<b>FOREBODY HEAT SHIELD</b>								
низкий-средний	PICA	FMI	Стардаст	~1200	< 1	●	◐	SR, CEV, Марс
	Avcoat	Textron	Аполлон	~ 1000	<1	●	✗	Венера (aerocapture)
	ACC	LMA/C-Cat	Генезис	> 2000	> 1	◐	◐	SR, CEV, Марс
	BPA	Boeing	TRL 3-4	~ 1000	~ 1	◐	✗	Venus (aerocapture)
	PhenCarb Family	ARA	TRL 5-6	(1000 – 4000)	>1	◐	◐	MSR, CEV, Венера, Земля
высокий	3DQP	Textron	DOD (TRL4)	~ 5000	> 1	■	■	SR, Венера
	Heritage Carbon phenolic	Several capable, none active	Венера, Юпитер	(10,000 – 30,000)	>> 1	■	■	MSR, Венера, Юпитер, Сатурн, Нептун
● вполне способны      ◐ потенциально способны      ■ способным, но тяжелый      ✗ не способно								

На рис. 24 показано соотношение между динамическим давлением и тепловым потоком применительно к абляционной системе тепловой защиты.

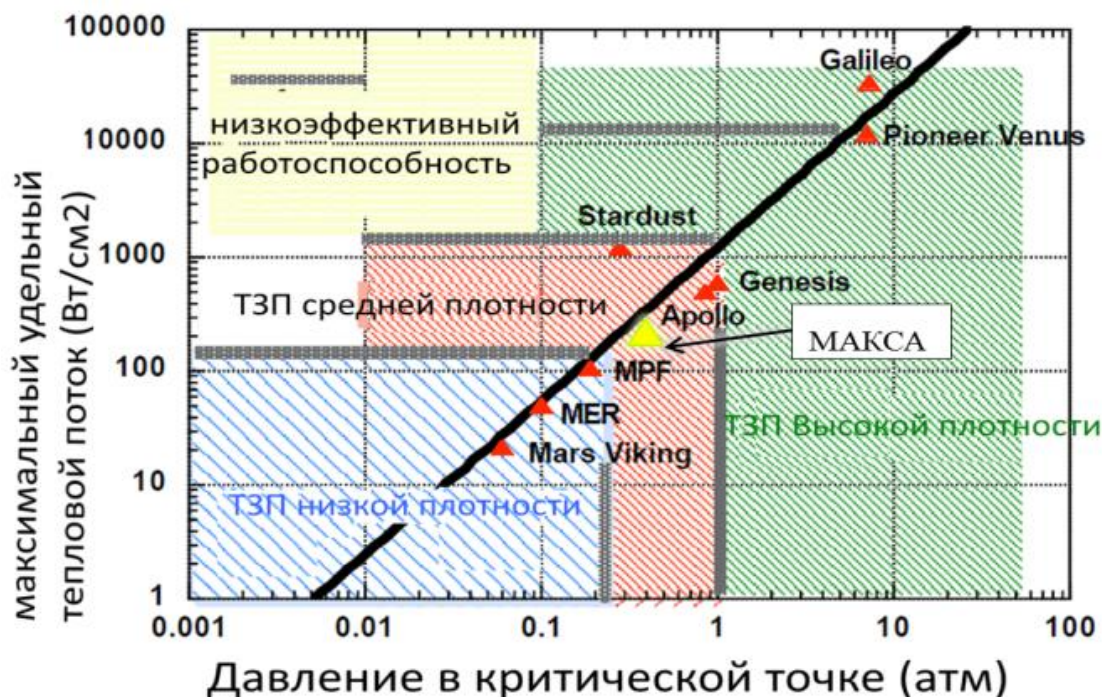


Рис. 24 Соотношение между динамическим давлением и тепловым потоком

На рис. 25 показана зависимость между общим тепловым потоком и массовой долей ТЗП на основе данных, приведенных в [16]. Это зависимость имеет следующее уравнение:

$$m_{ТЗП}/m_{СА} = 0.091Q^{0.51575} \quad (2.47)$$

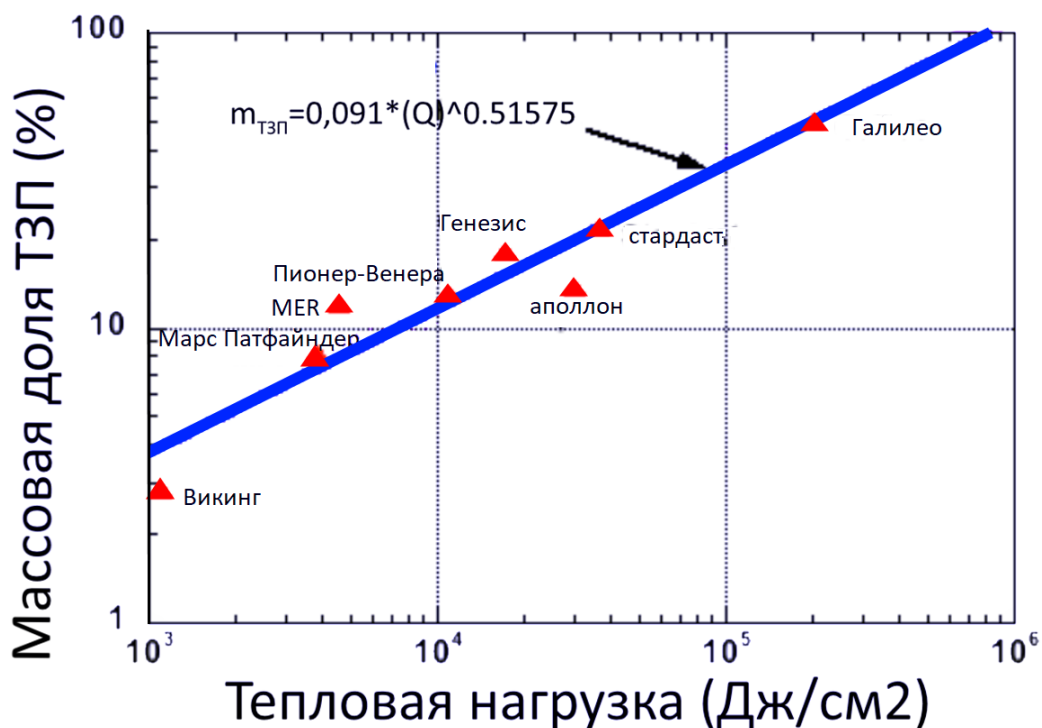


Рис. 25 Массовая доля ТЗП для различных капсул в общей тепловой нагрузке

График может рассматриваться в качестве инструмента для получения предварительной оценки массовой доли ТЗП.

### Выбор материала ТЗП и оценка массы ТЗП

На первом этапе проводим расчет траектории варианта  $B_{i(i=1...N)}$  спускаемого аппарата. Для расчетов выбираем максимальный допустимый угол ввода в атмосферу,  $\Theta_{ex}^{max}$  и ограничения на перегрузки  $n_x \leq n_x^{доп}$ .



По траектории вычисляем температуру и максимальные тепловые потоки, а также давление заторможенного потока газа (в окрестности точки торможения затупленного тела).

Определяем диапазон возможных материалов теплозащитного покрытия, принимаемых для МАКСА, например с помощью таблицы 2.9 и рис. 24.

Вычисляем предварительную массу ТЗП с учетом тепловой нагрузки (2.47). Из всех вариантов выбираем вариант с наименьшей массой,  $B_i \rightarrow \min(m_{ТЗП, B_i})$ .

На втором этапе, проводится расчет траектории выбранного варианта МАКСА, в диапазоне углов входа  $\Theta_{ex}^{\min} \leq \Theta_{ex} \leq \Theta_{ex}^{\max}$ .

Вычисляем траекторию при  $\Theta_{ex}^{\max}$ , с ограничениями в перегрузках  $n_x \leq n_x^{\text{дон}}$ . По заданному ограничению, принимаем  $\Theta_{ex}^{\max}(n_x)$  в качестве нового значения максимума угла входа  $\Theta_{ex}^{\min} < \Theta_{ex} < \Theta_{ex}^{\max}(n_x)$ .

Далее, таким же образом, приводятся расчеты, принимая ограничения тепловых потоков,  $\dot{q}, T_{кр}, P_0$ , до того, как  $\max(\dot{q}) \leq \dot{q}_{\text{дон}}, \max(T_{кр}) \leq T_{кр\_\text{дон}}, \max(P_0) \leq P_{0\_ \text{дон}}$ , где  $\dot{q}_{\text{дон}}, T_{кр\_ \text{дон}}, P_{0\_ \text{дон}}$  - ограничения связаны с характеристиками материала ТЗП (таблица 2.9, Рис. 24). Тогда  $\Theta_{ex}^{\max} \rightarrow \Theta_{ex}^{\max}(\dot{q}, T_{кр}, P_0)$ .

Дальше определяем массу ТЗП, где минимальная масса ТЗП получается при минимальной тепловой нагрузке  $Q \rightarrow \min(Q)$ .

Однако, для того, чтобы обеспечить минимальную тепловую нагрузку  $Q$ , необходимо обеспечить торможение с минимальным временем полета, т.е.  $\Theta_{ex} \rightarrow \max(\Theta_{ex})$ .

Алгоритм выбора материала ТЗП и оценка массы ТЗП приводится на Рис. 26. Расчеты тепловых потоков показали, что для МАКСА, система теплозащиты может быть выбрана из материалов средней плотности, например, углеродно-фенольный пропитанный абляционный материал (Phenolic Impregnated Carbon Ablator – PICA), силиконовые пропитанные многоразовые керамические

абляционные материалы (Silicone-impregnated reusable ceramic ablator - SIRCA) или AVCOAT.

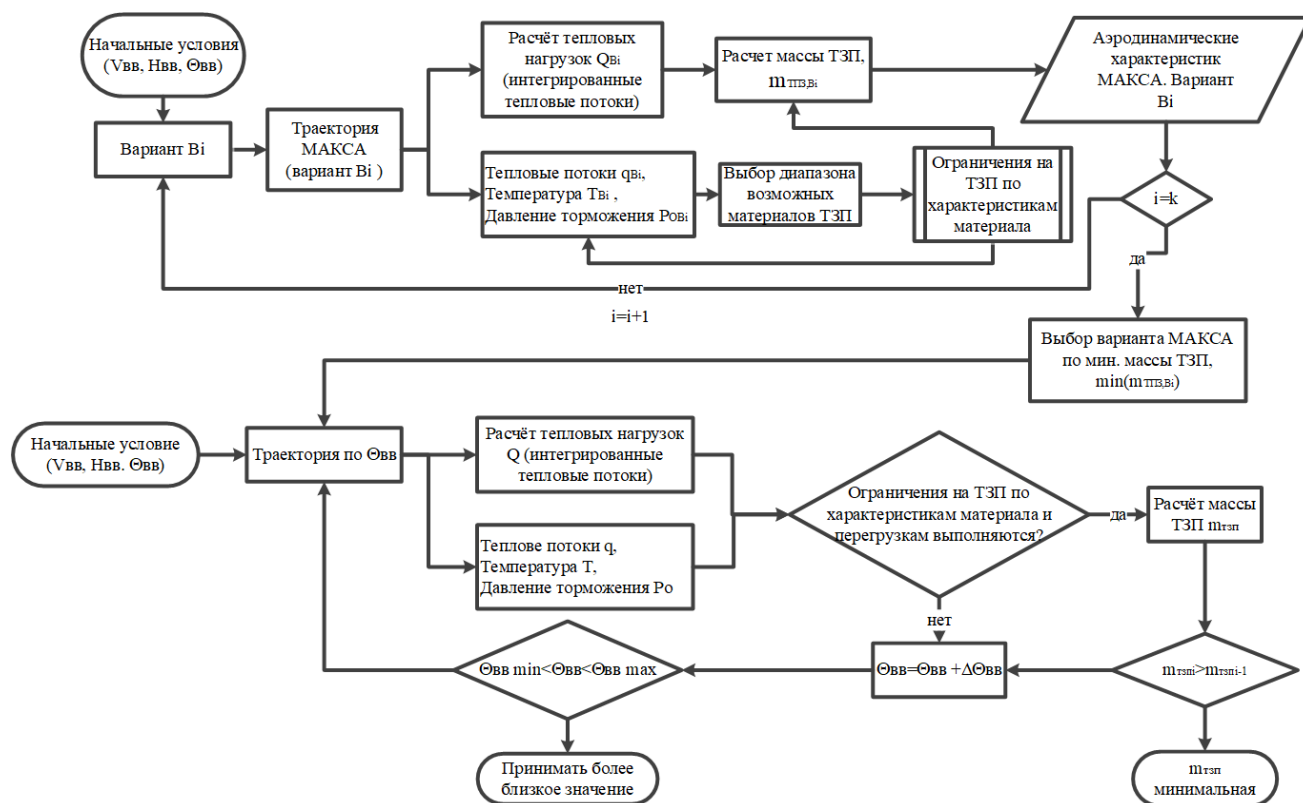


Рис. 26 Алгоритм исследования тепловой защиты МАКСА

## 2.6 Модель в экстремальных условиях

Расчеты проектных параметров проводились из экстремальных (наихудших) условий, когда отклонение каждого параметра бралось таким, что приводило к более тяжелым условиям.

Рассчитывались экстремальные траектории спуска МАКСА: с максимальной скоростью и углом входа в атмосферу, с минимальным коэффициентом сопротивления аппарата и максимальной скоростью ветра.

На рис. 27 представлен алгоритм определения проектных параметров из экстремальных условий.

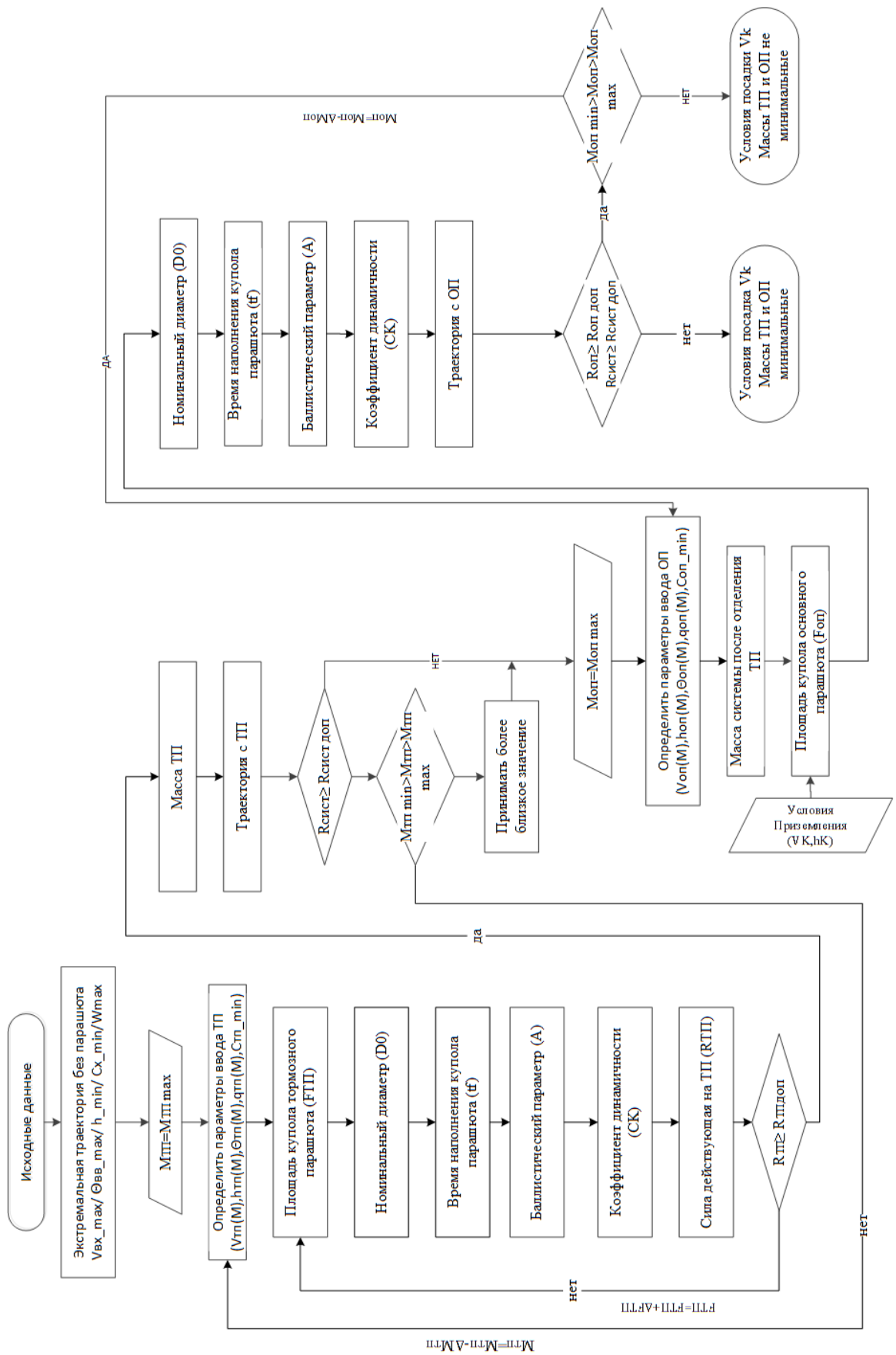


Рис. 27 Алгоритм определения проектных параметров из экстремальных условий

## 2.7 Вероятностные модели оценки проектных параметров

Наиболее употребительными методами приближенной теоретико-вероятностной оценки точности работы нелинейных динамических систем является метод статистических испытаний (метод Монте-Карло) и метод эквивалентных возмущений (метод Доступова) [46, 51, 63].

Наиболее универсальным является метод статистических испытаний (метод Монте-Карло), однако для получения достоверной оценки точности работы достаточно сложной системы этим методом, необходимо проведение значительного числа реализаций (несколько сотен), при этом максимальные и минимальные оценки рассчитывают с учетом доверительных интервалов. Наименее трудоёмким является метод эквивалентных возмущений, нашедший широкое практическое применение в технике для приближенного вероятностного анализа состояния систем [46, 49, 51]. В данном разделе рассмотрим оценку проектных параметров с использованием метода эквивалентных возмущений.

Оценка проектных параметров с использованием метода эквивалентных возмущений

Данный метод [46, 51, 63]. применяется для статистического анализа нелинейных динамических систем, математическое описание которых может быть представлено в виде

$$\frac{dY_i}{dt} = f_i(Y_1, \dots, Y_k, V_1, \dots, V_m, t), (i = 1, 2, \dots, k) \quad (2.48)$$

где:  $Y_1, \dots, Y_i, \dots, Y_k$  -случайные функции, характеризующие поведение системы (выходные координаты);  $V_1, \dots, V_r, \dots, V_m$  - входные некоррелированные между собой случайные параметры и случайные начальные условия;  $f_1, \dots, f_k$  - неслучайные нелинейные функции;  $t$  - время.

Тогда рассматриваемую  $i$ -ю функцию решения системы можно представить в виде

$$Y = \phi(t, V_1, V_2, \dots, V_m) \quad (2.49)$$

Данный метод позволяет найти моменты выходных координат системы по заданным законам распределения или по заданным моментам входных случайных параметров. Наибольший интерес вызывают первые моменты выходных координат:

- математическое ожидание  $M[Y]$  - начальный момент первого порядка;
- дисперсия  $D[Y] = M[Y^2] - [M[Y]]^2$  - центральный момент второго порядка.

Требуется найти моментные характеристики выходных величин вида:

$$M[Y^n], \quad n = 1, 2, \dots$$

Начальный момент  $n$ -го порядка  $M[Y^n]$  координаты  $Y$  может быть рассчитан путем вычисления  $m$ -кратного интеграла следующего вида:

$$M[Y^n] = \int_{V_{1\min}}^{V_{1\max}} \int_{V_{2\min}}^{V_{2\max}} \dots \int_{V_{m\min}}^{V_{m\max}} \phi^n(t, V_1, V_2, \dots, V_m) P(V_1) P(V_2) \dots P(V_m) dV_1 dV_2 \dots dV_m \quad (2.50)$$

где  $P(V_1, V_2, \dots, V_m)$  - совместная плотность распределения величин  $V_r$ .

Применение метода Доступова основано на аппроксимации функции  $\phi^n(t, V_1, V_2, \dots, V_m)$  полиномом, получающимся в результате разложения его в ряд Маклорена, ограничиваясь при этом членами до  $q$  порядка включительно.

В итоге возможно заменить выражения  $M[Y^n]$  через  $m$ -кратный интеграл на квадратурную формулу типа:

$$M[Y^n] \approx \sum_{s=1}^N \alpha_s y_s \quad (2.51)$$

где  $\alpha_s$  - коэффициент;  $y_s$  - представляет собой решения системы (2.49) полученные при подстановке в правые части этой системы различных комбинаций неслучайных величин  $\xi_{r_k}$  (эквивалентными возмущениями) вместо случайных параметров  $V_r$ .

Таблица 2.10

## Комбинации неслучайных величин

	$V_1$	$V_2$	...	$V_m$
1 комбинация	$\xi_{11}$	$\xi_{21}$	...	$\xi_{m1}$
2 комбинация	$\xi_{12}$	$\xi_{22}$	...	$\xi_{m2}$
...	...	...	...	...
N комбинация	$\xi_{1N}$	$\xi_{2N}$	...	$\xi_{mN}$

Подбор коэффициентов  $\alpha_s$  и величин  $\xi_{r_k s}$  осуществляется таким образом, чтобы, по возможности, большее число коэффициентов  $\alpha_s$  обратить в ноль.

Точность метода определяется порядком принятой аппроксимации, а объем необходимых расчетов зависит от степени  $q$  аппроксимирующего полинома и числа  $m$  возмущений. В таблице 2.11 приведены сравнительные данные о достаточном числе интегрирований исходной системы для различных значений  $q$  и  $m$ .

Таблица 2.11

Сравнительные данные о достаточном числе интегрирований исходной системы

$m$	$q = 2$	$q = 3$	$q = 5$	
			Вариант 1	Вариант 2
1	2	2	3	-
2	4	4	9	9
3	5	6	15	19
4	6	8	25	33
--	--	--	--	--
10	12	20	1045	201
11	13	22	2071	243
12	14	24	4121	289
13	15	26	8219	339

Рассмотрим расчетные формулы для определения математического ожидания и дисперсии для степеней аппроксимирующего полинома  $q = 3$ .

Степень аппроксимирующего полинома  $q=3$ .

Рассмотрим расчетные формулы для определения математического ожидания и дисперсии для степеней аппроксимирующего полинома  $q=3$ . В данном случае количество интегрирований системы (2.49)  $N = 2m$ .

Коэффициенты  $\alpha_s$  и узлы интегрирования  $\xi_{r,s}$  вычисляются следующим образом  $\alpha_s = \frac{1}{2m}$ ;  $\xi_r = \sigma_r \sqrt{m}$ . значения эквивалентных возмущений  $\xi_{r,s}$  согласно таблице 2.12

Таблица 2.12

Определение неслучайных величин при  $q=3$

s	r					
	1	2	3	...	m-1	m
1	$\xi_1$	0	0	...	0	0
2	$-\xi_1$	0	0	...	0	0
3	0	$\xi_2$	0	...	0	0
4	0	$-\xi_2$	0	...	0	0
...	...	...	...	...	...	...
2m-1	0	0	0	...	0	$\xi_m$
2m	0	0	0	...	0	$-\xi_m$

Математическое ожидание координаты  $Y$ :

$$M[Y] = \frac{1}{2m} \sum_{r=1}^m (y_r + y_r^*) \tag{2.52}$$

где:  $y_r, y_r^*$  решения исходной системы (2.5.1) при подстановке вместо случайных параметров  $V_r$  неслучайных величин  $\xi_r$  и  $-\xi_r$ .

$$y_r = \phi(t, 0, \dots, 0, \xi_r, 0, \dots, 0);$$

$$y_r^* = \phi(t, 0, \dots, 0, -\xi_r, 0, \dots, 0).$$

Дисперсия координаты  $Y$ :

$$D[Y] = \frac{1}{2m} \sum_{r=1}^m (y_r^2 + y_r^{*2}) - (M[Y])^2.$$

При  $m \geq 9$ ,  $\xi_r = 3\sigma_r$ .

Выражение для математического ожидания приобретает следующий вид:

$$M[Y] = \frac{1}{18} \sum_{r=1}^m (y_r + y_r^*) + y_0 \left(1 - \frac{m}{9}\right) \quad (2.53)$$

где:  $y_0 = \phi(t, 0, \dots, 0)$ .

Соотношения метода эквивалентных возмущений для  $q=2$  и  $q=5$  приведены в [63].

Реальное движение КА происходит в условиях, отличающихся от тех, которые были приняты при расчете номинального движения. Основные возмущения, действующие на КА в процессе спуска, можно разбить на [51]:

1. Возмущения по начальным условиям входа: ошибки определения угла входа, скорости входа, координат начальной точки, времени входа и др.
2. Возмущения, вызванные неточным знанием аэродинамических и конструктивных параметров МАКСА: аэродинамических коэффициентов и площади миделевого сечения, массы МАКСА и т.д.
3. Возмущения, возникающие в результате неточного знания характеристик атмосферы, в первую очередь зависимости плотности от высоты, турбулентности атмосферы и др.
4. Приборные ошибки: погрешности чувствительных элементов, средств обработки информации, исполнительных органов и т.п.

На рис. 28 представлен алгоритм вероятностного определения проектных параметров



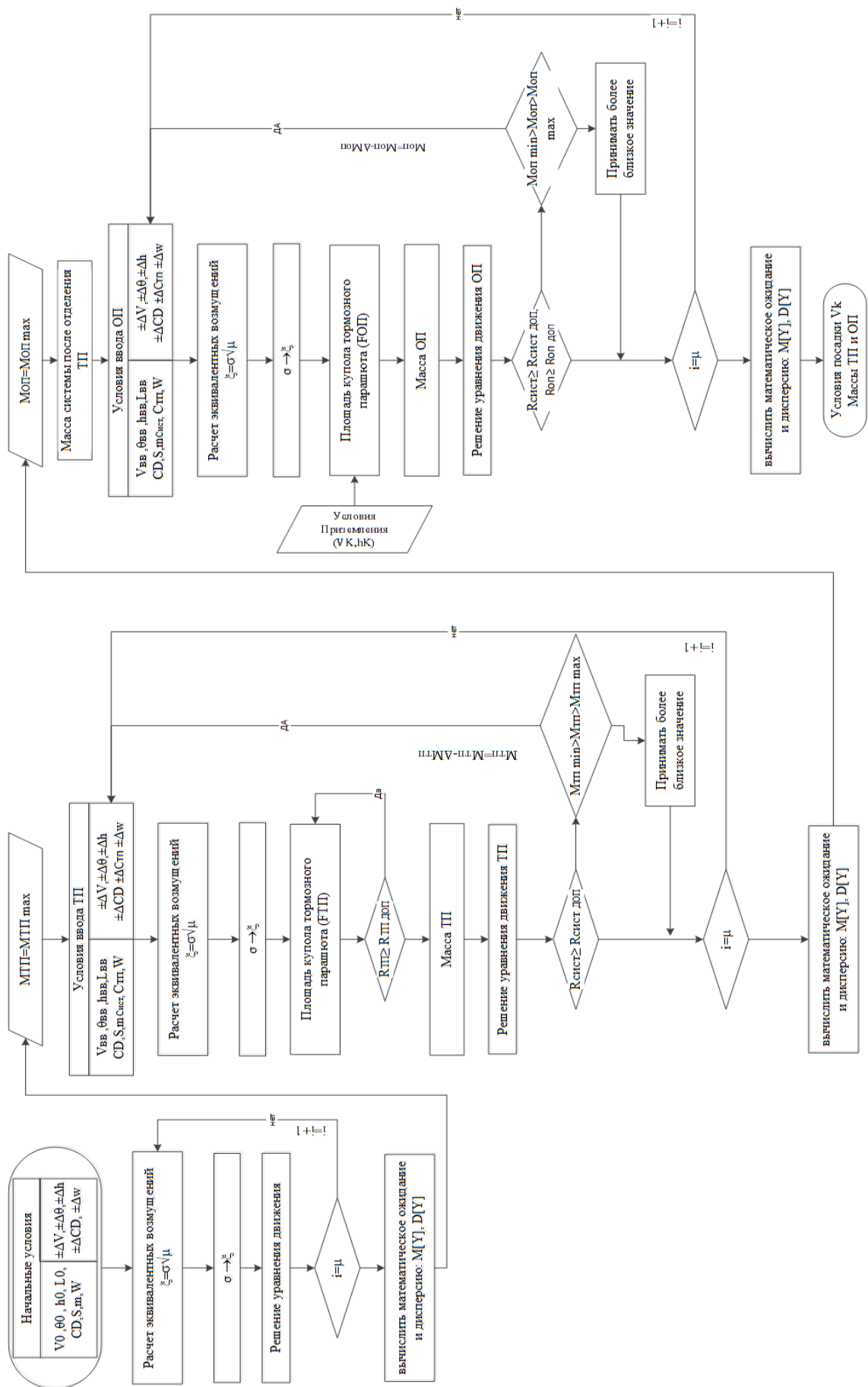


Рис. 28 Алгоритм вероятностного определения проектных параметров

Большинство возмущений носит случайный характер с нормальным законом распределения. Для оценки отклонений были проведены соответствующие расчеты траекторий при различных возмущениях с вероятностной оценкой по методу Доступова. Из всех возмущений учитывались те, которые дают наибольшее отклонение конечных параметров на участке аэродинамического торможения. В расчеты заложены следующие исходные данные:

Таблица 2.13

Возмущения на участке основного аэродинамического торможения

y <sub>1</sub>	$\theta_{ex} = -5^\circ$	$\pm\Delta\theta_{ex} = \pm 0.33^\circ$
y <sub>2</sub>	$V_{ex} = 7200 \text{ м/с}$	$\pm\Delta V_{ex} = \pm 100 \text{ м/с}$
y <sub>3</sub>	$h_{ex} = 120000 \text{ м}$	$\pm\Delta h_{ex} = \pm 500 \text{ м}$
y <sub>4</sub>	C <sub>x</sub>	$\pm\Delta C_x = \pm 0.03$
y <sub>5</sub>	W – среднегодовое значение скорости зонального ветра (ГОСТ Р53460-2009 )	$\pm\Delta W$ – среднеквадратическое отклонение зонального ветра

В данном случае количество возмущений равно 5, тогда эквивалентные возмущения  $\xi_i = \sigma_i \sqrt{5}$ .

Таблица 2.14

Возмущения на участке торможения под парашютом

y <sub>1</sub>	$\theta_{ee}$	$\pm\Delta\theta_{ee}$
y <sub>2</sub>	$V_{ee}$	$\pm\Delta V_{ee}$
y <sub>3</sub>	$h_{ee}$	$\pm\Delta h_{ee}$
y <sub>4</sub>	C <sub>x</sub>	$\pm\Delta C_x$
y <sub>5</sub>	C <sub>п</sub> =0,55	$\pm\Delta C_{п}$
y <sub>6</sub>	W – среднегодовое значение скорости зонального ветра (ГОСТ Р53460-2009 )	$\pm\Delta W$ – среднеквадратическое отклонение зонального ветра

В данном случае количество возмущений равно 6, тогда эквивалентные возмущения  $\xi_i = \sigma_i \sqrt{6}$ .

### 3 РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

В третьей главе приводятся результаты численного моделирования. В качестве программных средств моделирования МАКСА использовались MATLAB с целью получения основных траекторных параметров и тепловых режимов МАКСА на всех этапах спуска, для получения оценки параметров тормозного устройства. С помощью программного обеспечения SolidWorks Flow, проводятся ряд численных расчетов для определения общих аэродинамических коэффициентов МАКСА (разд. 2.1.2).

#### 3.1 Проверка результатов

Космическая капсула «Стардаст» осуществила успешное возвращение в атмосферу Земли на высоких скоростях, информация, полученная от его полета может быть принята в качестве базового эталона для будущих космических миссий.

Для проверки результатов, полученных в этой диссертации, была смоделирована траектория спуска и парашютной системы, с параметрами и начальными условиями миссии "Стардаст" (таблица 3.1). Результаты сравниваются с реальной информацией спускаемого аппарата «Стардаста».

Таблица 3.1  
Параметры и начальные условия "Стардаст"

$\Theta_{вх}$	-8,2	$D_{CA}$	0,8
$V_{вх}$	12900	$S_{CA}$	0,5
$h_{вх}$	125000	$R_{нос}$	0,23
$V_k$	5	$C_x$	1,47
$m$	46	$P_x$	58

В таблице 3.2 приведено сравнение результаты тепловых потоков, полученных с помощью компьютерного моделирования и данных на основе реальной информации спускаемого аппарата «Стардаста». Следует отметить, что значения для тепловых потоков, полученные с помощью численного моделирования очень близки к реальным значениям.

Таблица 3.2

Сравнение значений, полученных  
с помощью численного моделирования и реальных значений "Стардаста"

параметр	реальные значения	полученные значения
$V_k$ [м/с]	5	5
$n_x$	38	37.2
$T_{кр}$ [К]	2700	2099
$Q$ [МДж/м <sup>2</sup> ]	360	255
$\dot{q}$ [КВт/м <sup>2</sup> ]	12000	9329
$P_0$ [Атм]	0,275	0,347

В таблицах 3.3, 3.4 приведены значения расчётных параметров, для основного и тормозного парашютов с использованием методов, обозначенных в разделе 2.2

метод 1  $m_{II} = 1,1649D_0^{1,539}$

метод 2  $m_{II} = 0,0408(6,562r_{II})^2 + 0,2722(6,562r_{II})$

Таблица 3.3

Сравнение полученных значений тормозного парашюта с парашютом "Стардаст"

параметр	реальные значения	значения (метод 1)	значения (метод 2)
$M_\infty$	1,4	1,4	1.4
$h_{ВВ}$ [м]	32000	32786	32786
$m$ [кг]	---	0,22	0.24
$D$ [м]	0,80	1,49	1.50
$S$ [м <sup>2</sup> ]	0,50	1,74	1.74
$C_x$ (DGB)	---	0,55	0.55
$n_x$	3	3	3
$t$ [сек]	--	118.21	118.21

Таблица 3.4

Сравнение полученных значений основного парашюта, с парашютом "Стардаст"

параметр	реальные значения	значения (метод 1)	значения (метод 2)
$M_{\infty}$	--	0.08	0,08
$h_{ВВ}$ [М]	3000	4472	4472
$m$ [кг]	4,2	2.99	3.7
$D$ [М]	8,3	8,13	8.13
$S$ [м2]	54.1	51.87	51.84
$C_x$ (DGB)	0,55	0,55	0.55
$n_x$	3	2.89	2.89
$t$ [сек]	--	602.6	602.6

Вновь можно заметить, что полученные значения очень близки к значениям парашютной системы СА «Стардаст». Кроме того, Метод 2 дает наиболее близкие значения к реальными, поэтому этот способ используется для дальнейших расчетов.

В таблице 3.5 проводится сравнение массы тепловой защиты «Стардаст» и расчетных параметров

Таблица 3.5

Сравнение полученных значений массой ТЗП

ТЗП	реальные значения	полученные значения
$m_{ТЗП}$ [кг]	10,12	7,85
Массовая доля	22%	17%
Материал	PICA-15	PICA
Толщина [см]	5,82	---

Близость полученных значений с реальными значениями позволяет говорить о хорошей достоверности моделирования.

### 3.2 Анализ траектории спуска вариантов с жесткими аэродинамическими экранами

Траектория спуска МАКСА рассматриваемых вариантов (В1,-,В5 –см. разд. 2.1.2). Проводится, в первую очередь, аэродинамическое торможение при разных начальных условиях. Это позволяет, с одной стороны получить основные параметры спуска, силы и тепловые потоки, действующие на аппарат; с другой

стороны, сравнить каждый из вариантов друг с другом и сделать вывод о выборе МАКСА.

### 3.2.1 Выбор формы МАКСА

Ниже показываются результаты расчетов траектории спуска при следующих начальных условиях:  $\theta_{BX} = -10$  град,  $h_{BX} = 120$  км,  $V_{BX} = 7200$  м/с,  $S = 0.385$  м<sup>2</sup>,  $m = 60$  кг

Таблица 3.6

Значения коэффициента сопротивления и радиус носа вариантов В1, В2, В3, В4, В5

Вариант	$C_x$	$R_{нос}$	$P_x$
В1	0,97	0.12	160,73
В2	1,18	0.19	132,12
В3	1,18	0.19	132,12
В4	1,22	0.84	127,79
В5	1,21	0.84	128,85

Результаты расчетов показаны в таблицах 3.7, 3.8 .

Из таблицы 3.7 видно, что траектории спуска этих вариантов мало отличаются друг от друга, это объясняется близкими значениями баллистического коэффициента.

Таблица 3.7

Результаты траектории спуска вариантов В1-В5

Вариант	$P_x$ [кг/м <sup>2</sup> ]	$t_k$ [с]	$V_k$ [м/с]	$L_k$ [км]	$q_{max}$ [па]	$n_{Xmax}$
В1	160,72	356,08	51,06	503.9	40590,30	25,81
В2	132,12	386,25	46,24	496,9	32751,62	25,36
В3	132,12	386,25	46,24	496.9	32751,62	25,36
В4	127,79	391,70	45,46	495.7	31578,01	25,28
В5	128,85	390,46	45,65	496,0	31863,80	25,29

При выборе формы МАКСА производится расчет тепловых воздействий, влияющих на МАКСА в исследуемых вариантах. Результаты расчетов представлены на рис. 29, рис. 30. и в таблице 3.8

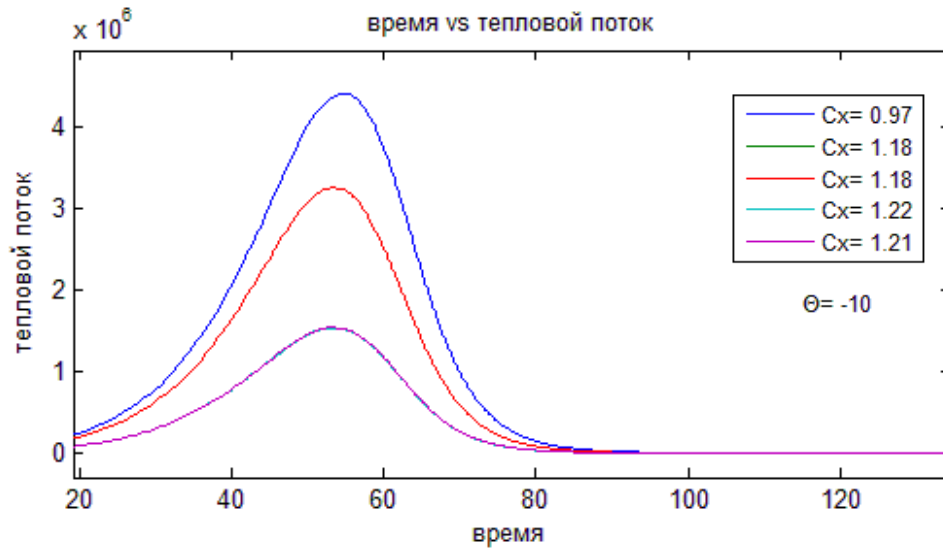


Рис. 29 тепловые потоки (В1. В2. В3. В4. В5)

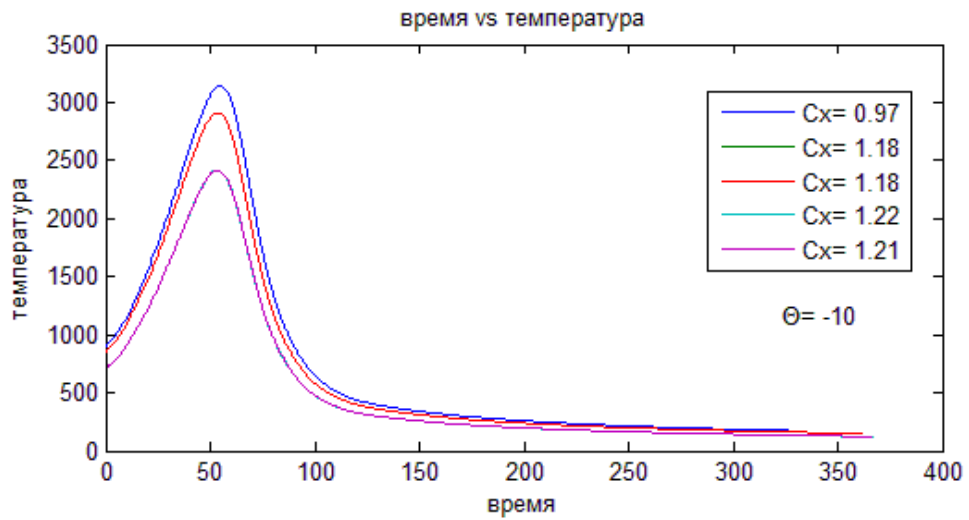


Рис. 30 Температура торможения

Таблица 3.8

Результаты тепловых параметров МАКСА и масса ТЗП (В1-В5)

Вариант	$\dot{q}_{conv}$ (Вт/м <sup>2</sup> )	$\dot{q}_{rad}$ (Вт/м <sup>2</sup> )	$\dot{q}$ (Вт/м <sup>2</sup> )	Q (МДж/м <sup>2</sup> )	T (К)	P <sub>0</sub> (атм)	m <sub>тзп</sub> (кг)
В1	4490596	2998	4493512	127,78	3155	0,64	7,16
В2	3269612	3348	3272887	93,12	2914	0,52	6,08
В3	3269612	3348	3272887	93,12	2914	0,52	6,08
В4	1528798	14021	1542517	43,74	2415	0,51	4,12
В5	1535229	14210	1549134	43,92	2417	0,51	4,13

Результаты показывают, что тепловые потоки, тепловые нагрузки, температура торможения, сильно зависят от формы лобового экрана. Значения тепловых потоков для ЖАЭ формой сферического сегмента (В4, В5) резко уменьшаются по сравнению с конической формой лобового экрана МАКСА.

Из рассматриваемых вариантов, значение тепловых потоков, тепловых нагрузок, температуры торможения и давлений торможения, а также масса МАКСА являются меньше при В4 и В5, что позволяет выбирать их в качестве прототипа. Кроме того, В5 по объему более эффективный чем В4, поэтому принимается этот вариант для дальнейших расчётов.

### 3.2.2 Выбор угла входа

#### Расчет траектории при $\theta_{вх} = [-3, -5, -10, -15]$ град

Угол входа в атмосферу влияет на траекторию спуска, перегрузки и длительность тепловых потоков, действующих на КА. Поэтому следует проанализировать их действия на МАКСА. Для этого были проведены расчеты траектории варианта В5 при  $h_{вх}=120\text{km}$ ,  $V_{вх} 7200\text{м/с}$ ,  $\alpha = 0$   $P_x=128,85$ ,  $R_{нос}=0,84$ ,  $m=60\text{кг}$ , и  $\theta_{вх} = [-3, -5, -10, -15]$  град.

Таблица 3.9

Траектория спуска при  $\Theta = -3, -5, -10, -15$

$\Theta$ [град]	$V_k$ [м/сек]	$t_k$ [сек]	$n_x$ [ед.]	$q$ [па]
-3	45,65	506,45	11,55	14543
-5	45,65	455,08	14,76	18572
-10	45,65	390,35	25,30	31864
-15	45,65	357,34	37,12	46795

Таблица 3.9 показывает, что время полета в атмосфере увеличивается в зависимости от угла входа – чем меньше угол входа, тем больше время спуска. В данном случае при  $\theta_{вх}=-3$  время спуска равно 506 сек, а для  $\theta_{вх}=-15$  равно 455 сек. Это, как показано далее, оказывает влияние на интенсивность и длительность



перегрузок, на тепловые потоки, на массы ТЗП, а также на координаты места посадки и, следовательно, на точки входа в атмосферу.

Можно заметить, что перегрузки, скоростной напор, сила сопротивления сильно возрастают при увеличении угла входа в атмосферу. Например, перегрузки при  $\theta_{вх}=-3$  равно 11.55 ед. а для при  $\theta_{вх}=-15$  равно 37.12 ед.

Принимаем, в качестве ограничения в перегрузках  $n_x \leq 20$  ед. Тогда из выбранного диапазона, можно принимать углы входа меньше 5 градусов.

В свою очередь, значения тепловых потоков, температуры торможения, давлений торможения, значительно уменьшаются при малых углах входа. Но действия этих потоков длятся больше времени (рис. 31, рис. 32).

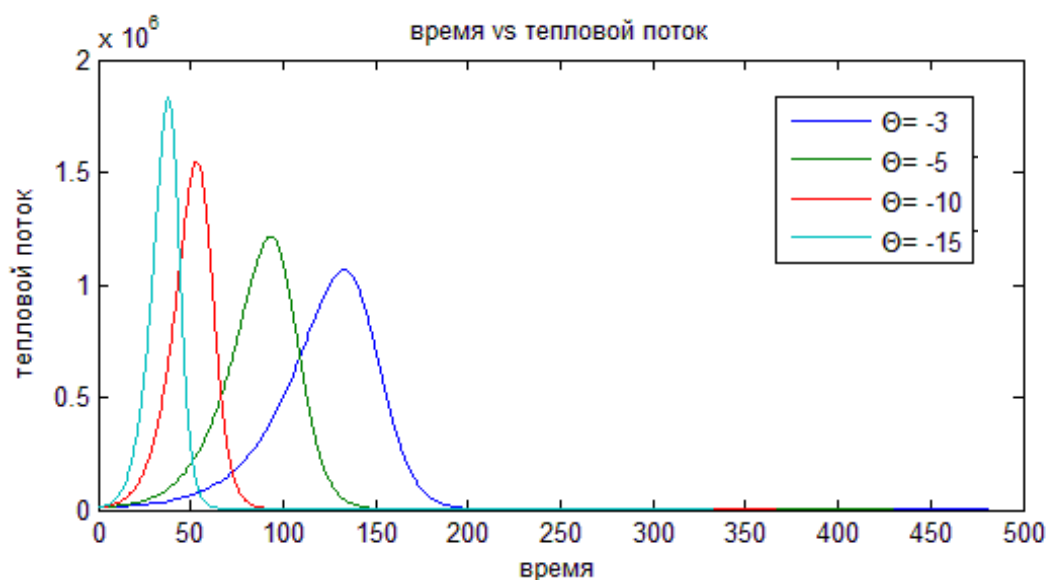


Рис. 31 Тепловые потоки

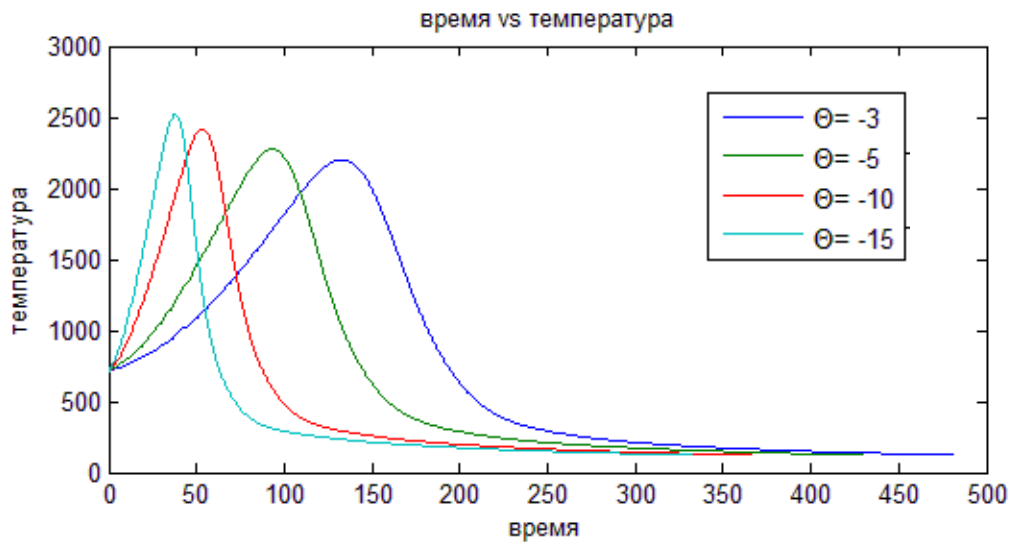


Рис. 32 Температура стенки

Таблица 3.10

Расчет тепловых потоков действующих на СА

$\Theta$	$\dot{q}_{conv}$ (Вт/м <sup>2</sup> )	$\dot{q}_{rad}$ (Вт/м <sup>2</sup> )	$\dot{q}$ (Вт/м <sup>2</sup> )	Q (МДж/м <sup>2</sup> )	T (К)	P <sub>0</sub> (атм)
-3	1029570	3938	1033422	66,02	2185	0,24
-5	1181327	6059	1187260	57,27	2262	0,31
-10	1535229	14210	1549134	43,92	2417	0,51
-15	1850141	26319	1875862	36,76	2536	0,73

Кроме того, результаты тепловых потоков, показывают, что для МАКСА абляционные материалы ТЗП могут быть выбраны из материалов средней плотности, типа углеродно-фенольный пропитанный абляционный материал (Phenolic Impregnated Carbon Ablator – PICA), силиконовый пропитанный многоразовый керамический абляционный материал (Silicone-impregnated reusable ceramic ablator - SIRCA) или AVCOAT. (разд. 2.3). Откуда принимаем следующие ограничения в связи с характеристиками этих материалов  $\dot{q} < 1200 \text{ Вт/см}^2$ ,  $P_0 < 1 \text{ атм}$ ,  $T < 2300 \text{ К}$ .

### 3.2.3 Масса тепловой защиты

Тепловые нагрузки позволяют получить предварительные оценки массовой доли ТЗП, результаты, которых показываются в таблице 3.11

Таблица 3.11

Оценка массовой доли ТЗП

$\theta_{вх}$	Q (МДж/м <sup>2</sup> )	$m_{ТЗП}/m_{СА}$ [%]	Масса ТЗП [кг]
-3	66,02	8,49	5,10
-5	57,27	7,89	4,74
-10	43,92	6,88	4,13
-15	36,76	6,28	3,77

Таблица 3.12

Обзор расчетных параметров при углах входа в атмосфере -3, -5, -10, -15

Угол [град]	-3	-5	-10	-15	ограничение
$n_x$ [g]	11,52	14,76	25,30	37,12	20
$\dot{q}$ [Вт/см <sup>2</sup> ]	103,34	118,72	154,92	187,58	1200
$Q_{int}$ [МДж/м <sup>2</sup> ]	66,01	57,26	43,92	36,76	
T [K]	2185	2262	2417	2536	2700
P0 [atm]	0,24	0,31	0,51	0,73	1
Масса ТЗП [кг]	5,10	4,74	4,13	3,77	5,1

Из таблицы 3.11 и таблицы 3.12 видно, что  $\min(m_{ТЗП})$  при учете ограничений по перегрузке, по температуре стенки, по тепловым потокам, и по давлению, достигается при угле  $\Theta_{вх}=-5$  и составляет  $m_{ТЗП} / m_{СА} \approx 7,89\%$ , откуда  $m_{ТЗП} \approx 4,74$ кг.

### 3.3 Расчет параметров парашютной системы

Параметры тормозного и основного парашютов были получены согласно метода, рассматриваемого в разделе 2.2.1, где ввод тормозного парашюта совершается при  $1 < M_{\infty} < 2$ , а для основного парашюта  $M_{\infty} < 0.5$ .

### 3.3.1 Расчет параметров системы с двумя парашютами

В таблицах 3.13, 3.14 приводятся расчеты параметров тормозного и основного парашютов при углах входа МАКСА в атмосфере равных -3,-5,-10,-15.

Таблица 3.13

Расчет параметров тормозного парашюта при разных  $\theta_{BX}$  МАКСА

$\theta_{BX}$ [град]	Числа Маха ввода [ $M_\infty$ ]	Тормозной парашют						
		Высота ввода [км]	скоростной напор	Перегрузки груз-тп	Перегрузки на ТП	Площадь парашюта [ $m^2$ ]	Номинальный диам ТП [м]	Масса [кг]
-3	1,38	27,19	2427	5,5	4	1,38	1,33	0,199
-5	1,35	26,95	2409	5,5	4	1,39	1,33	0,200
-10	1,25	25,79	2464	5,5	4	1,36	1,32	0,197
-15	1,12	24,25	2503	5,5	4	1,34	1,31	0,195

Расчеты показывают, что при увеличении угла входа МАКСА в атмосферу, нужно уменьшить числа Маха ввода парашюта.

Таблица 3.14

Расчет параметров основного парашюта при разных  $\theta_{BX}$  МАКСА

$\theta_{BX}$ [град]	Основной парашют								
	Числа Маха ввода [ $M_\infty$ ]	Высота ввода [км]	скоростной напор	Перегрузки	Масса [кг]	Площадь парашюта [ $m^2$ ]	Номинальный диам [м]	конечная скорость [м/сек]	суммарная масса парашюта [кг]
-3	0,1	3,11	483	4	4,78	68,79	9,36	5	4,976
-5	0,1	3,14	481	4	4,78	68,79	9,36	5	4,977
-10	0,1	3,04	487	4	4,78	68,79	9,36	5	4,974
-15	0,1	2,96	492	4	4,78	68,79	9,36	5	4,973

Расчеты показывают, что при увеличении угла входа МАКСА в атмосферу, число Маха ввода основного парашюта не меняется. Масса основного парашюта остается неизменной.

В таблице 3.15 приводятся расчеты параметров тормозного и основного парашютов при разных числа Маха ввода тормозного парашюта и угол входа МАКСА в атмосфере  $\theta_{BX} = -5$ .

Таблица 3.15

Расчет параметров основного парашюта при разных М ввода ТП

Тормозной парашют							
Числа Маха ввода ТП	Высота ввода [км]	Скоростной напор	Перегрузки на парашюта	Перегрузки на системы парашют - груз	Площадь парашюта [м <sup>2</sup> ]	Номинальный диам [м]	Масса [кг]
2	29,49	3604	4,1	6,6	0,93	1,09	0,15
1,6	28,10	2844	4,1	5,9	1,18	1,23	0,18
1,4	27,20	2493	4,1	5,6	1,35	1,31	0,20
1,35	26,95	2410	4,1	5,5	1,39	1,33	0,20
1,2	26,08	2173	4,1	5,2	1,55	1,40	0,22
Основной парашют							
Числа Маха ввода ТП	Числа Маха ввода ОП	Высота ввода [м]	Скоростной напор	Перегрузки	Площадь парашюта [м <sup>2</sup> ]	Номинальный диам [м]	Масса [кг]
2	0,10	1291	605	3,9	68,84	9,36	4,78
1,6	0,10	2359	530	3,9	68,81	9,36	4,78
1,4	0,10	2999	489	3,9	68,79	9,36	4,78
1,35	0,10	3142	481	3,9	68,79	9,36	4,78
1,2	0,10	3681	448	3,9	68,77	9,36	4,78

Можно отметить, что при вводе тормозного парашюта на более высокие числа Маха, масса тормозного парашюта уменьшается, но перегрузки, действующие на систему парашют-груз возрастают.

Перегрузки на систему при вводе ТП ограничиваются на  $n < 5.5$  ед. и принимается угол входа МАКСА в атмосфере  $\theta_{вх} = -5$ .

Расчеты показали, что минимальная масса ТП достигается при вводе ТП при числе Маха равна 1,35 на высоте 27,20 км. В таком случае, площадь ТП равна 1.33 м<sup>2</sup>, масса 0,2 кг; площадь ОП равном 68,80 м<sup>2</sup>, масса 4,78 кг. Кроме того, ввод ОП проводится при числах Маха 0,10 на высоте 3142 м.

Результаты расчетных параметров схемы спуска варианта 5 и угла  $\Theta_{вх} = -5$  град показаны в таблицах 3.16, 3.17.

Таблица 3.16

Расчетные параметры тормозного парашюта

Тормозной парашют			
Скорость МАКСА при раскрытии ТП [м/с]	403,93	установившаяся скорость ТП [м/с]	227,31
Числа Маха для ввода парашюта	1,35	Время наполнения купола ТП [с]	0,033
Время ввода ТП [с]	166,04	Время при максимальной нагрузке на ТП [с]	0,034
Высота раскрытия ТП [км]	26,95	Максимальная нагрузка на ТП	2390,37
Угол МАКСА при раскрытии ТП [град]	34,42	Номинальный диаметр ТП [м]	1,33
Скоростной напор при раскрытии ТП [Па]	2409,93	Конструктивный диаметр ТП [м]	0,97
Перегрузки [g]	4,10	Площадь ТП [м <sup>2</sup> ]	1,39
перегрузки на систему [g]	5,5	Масса ТП [кг]	0,20

Таблица 3.17

## Расчетные параметры основного парашюта

Основной парашют			
Скорость МАКСА при раскрытии ОП [м/с]	32,75	Скорость приземления [м/с]	5,00
Числа Маха для ввода парашюта	0,10	Время наполнения купола ОП [с]	2,86
Время ввода ОП [с]	535,04	Время при максимальной нагрузке на ОП [с]	2,27
Высота раскрытия ОП [км]	3,14	Максимальная нагрузка на ОП	2306,93
Угол МАКСА при раскрытии ОП [град]	90,16	Номинальный диаметр ОП [м]	9,36
Скоростной напор при раскрытии ОП [Па]	480,54	Конструктивный диаметр ОП [м]	6,83
Перегрузки [ед.]	3,94	Площадь ОП [м <sup>2</sup> ]	68,79
перегрузки на систему [ед.]	3,14	Масса ОП [кг]	4,78

## 3.3.2 Расчет параметров системы с одним парашютом

Ниже показываются результаты расчетов траектории спуска МАКСА с одним парашютом при следующих начальных условиях:  $\theta_{вх} = -5$  град,  $h_{вх} = 120$  км,  $V_{вх} = 7200$  м/с,  $S = 0.385$  м<sup>2</sup>,  $m = 60$  кг

Таблица 3.18

## Расчетные параметры с одним парашютом

Основной парашют			
скорость МАКСА при раскрытии ОП [м/с]	52,60	скорость приземления [м/с]	5,00
числа Маха для ввода парашюта	0,16	время наполнения купола ОП [с]	1,78
время ввода ОП [с]	397,37	время при максимальной нагрузке на ОП [с]	1,41
высота раскрытия ОП [км]	2,82	максимальная нагрузка на ОП	4100,49
угол МАКСА при раскрытии ОП [град]	90	номинальный диаметр ОП [м]	9,37
скоростной напор при раскрытии ОП [Па]	1281	конструктивный диаметр ОП [м]	6,84
перегрузки [ед.]	6,97	площадь ОП [м <sup>2</sup> ]	69,029
перегрузки на систему [ед.]	6,31	масса ОП [кг]	4,79

### 3.3.3 Сравнение системы с одним и двумя парашютами

Сравнение результатов, полученных по первой и второй методике, показывается в таблице 3.19.

Таблица 3.19  
Масса системы с одним и двумя парашютам

	два парашюта	один парашют
Масса ТЗП	4,74	4,74
Масса ТП	0,20	--
Масса ОП	4,78	4,79
Масса ПС	4,97	4,79
Масса ТЗП + ПС	9,71	9,53

Из таблицы 3.19 видно, что масса парашютной системы меньше при использовании одной каскадной парашютной системы на 3%. Кроме того, в таблице 3.20 показано, что перегрузки, действующие на парашют, увеличиваются больше чем два раза при использовании одной каскадной парашютной системы, что превышает допустимую перегрузку на парашют.

Таблица 3.20  
Расчетные параметров системы с одним и двумя парашютам

<b>Основной парашют</b>		
	два парашюта	один парашют
Время ввода ОП [с]	533,94	397,37
Числа Маха для ввода парашюта	0,10	0,16
V [м/с]	32,75	52,60
Θ[град]	90,16	90,27
h [км]	3,14	2,82
Скоростной напор при раскрытии ОП [Па]	480	1281
Перегрузки [g]	3,94	6,97
Максимальная нагрузка на ОП	2307	4101
Номинальный диаметр ОП [м]	9,36	9,37
Площадь ОП [м <sup>2</sup> ]	68,79	69,02
Масс ОП [кг]	4,78	4,79



### 3.4 Расчет массовой доли ТЗП при экстремальных условиях и методом эквивалентных возмущений

Проводим расчеты выбора проектных параметров из экстремальных (наихудших) условий, когда отклонение каждого параметра бралось таким, что проводило к более тяжелым условиям.

Необходимость получения более обоснованных решений, приводят к необходимости получения вероятных оценок с учетом случайного характера неблагоприятных условий. Поэтому тоже проводится расчет с вероятностной оценкой по методу эквивалентных возмущений (МЭВ). Исходные данные по первому и второму методу показаны в таблице 3.21.

Таблица 3.21

Начальные условия при экстремальных условиях и МЭВ

Параметр	Номинальная	Экстремальная		МЭВ	
			$\pm\Delta$	м. о.	с. к. о. ( $\pm\sigma$ )
m	60	60	0	60	0
V <sub>вх</sub>	7200,00	7300	100	7200	33
Θ <sub>вх</sub>	-5,00	-4,00	1	-5,00	0,33
H <sub>вх</sub>	120000	121500	1500	120000	500
W	ном.	макс.	макс	ном.	макс/ мин
C <sub>x</sub>	1,21	1,12	0,09	1,21	0,03

#### 3.4.1 Расчеты аэродинамического торможения при экстремальных условиях и методом Доступова

Сравнение результатов, полученных по первой и второй методике, показывается в таблице 3.22

Таблица 3.22

Расчеты аэродинамического торможения при экстремальных условиях и МЭВ

Параметр	Номинальная траектория	Экстремальная траектория	МЭВ		
			м. о.	с. к. о. ( $\pm\sigma$ )	Значение $\pm 3\sigma$
n <sub>x</sub> [ед.]	14,76	13,04	14,77	0,61	16,60
					12,94

Параметр	Номинальная траектория	Экстремальная траектория	МЭВ		
			макс	м. о.	с. к. о. ( $\pm\sigma$ )
q [Па]	18572,75	17675,46	18597,99	920,57	21357,99
					15836,28
Q [МДж/м <sup>2</sup> ]	57,27	66,84	57,32	1,65	62,27
					52,37
$\dot{q}$ [Вт/м <sup>2</sup> ]	1187259,51	1187168,67	1187476,05	31901,10	1283179,35
					1091772,75
T [К]	2261,84	2261,79	2261,79	15,20	2307,39
					2216,18
P <sub>0</sub> [атм]	0,31	0,29	0,31	0,014	0.35
					0.27
m тзп [кг]	4,74	5,13	4,74	0,070	4.95
					4.53

Результаты показывают, что весовой выигрыш в массе ТЗП при вероятностном подходе составляет до 4%.

### 3.4.2 Расчет проектных параметров парашютной системы при экстремальных условиях и методом эквивалентных возмущений

В аналогичной форме, что и для выбора проектных параметров ТЗП, проводим выбор проектных параметров парашютной системы при экстремальных условиях и методом Доступова. Расчет проектных параметров приводятся в таблицах 3.23, 3.24.

Таблица 3.23

## Параметры ввода ТП при экстремальных условиях и МЭВ

	Номинальная траектория	Экстремальная траектория	МЭВ	
			с.к.о. ( $\pm \sigma$ )	Значение $\pm 3\sigma$
$C_{TP}$	0,55	0,46	0,55 $\pm$ 0,03	0,64
				0,46
$M_{\infty BB\_TP}$	1,35	1,39	1,37 $\pm$ 0,01	1,40
				1,35
$V_{TP}$ [м/сек]	404	416	411 $\pm$ 2	417,59
				404,45
$h_{BB\_TP}$ [км]	26,95	26,80	27.05 $\pm$ 0.15	27,49
				26,60
$\Theta_{BB\_TP}$ [град]	34,42	33,72	33,97 $\pm$ 0,48	32,54
				35,39
$t_{BB\_TP}$ [сек]	166,04	187,58	165,86 $\pm$ 6,11	184,20
				147,53
$q$ [Па]	2409,94	2612,75	2458,09 $\pm$ 64,59	2651,86
				2264,33
$F_{TP}$ [м2]	1,39	1,54	1,37 $\pm$ 0,09	1,63
				1,12
$D_0$ [м]	1,33	1,40	1,32 $\pm$ 0,04	1,44
				1,05
$m_{TP}$ [кг]	<u>0,20</u>	<u>0,22</u>	<u>0,20</u> $\pm$ 0,01	<u>0,23</u>
				<u>0,17</u>

Результаты показывают, что нет выигрыша ТП при вероятностном подходе.

Таблица 3.24

## Параметры ввода ОП при экстремальных условиях и МЭВ

	Номинальная траектория	Экстремальная траектория	МЭВ	
			с.к.о. ( $\pm \sigma$ )	Значение $\pm 3\sigma$
$M_{\infty \text{ вв\_оп}}$	0,10	0,11	$0,10 \pm 0,002$	0,11
				0,10
$V_{\text{оп}} [\text{м/сек}]$	32,75	34,32	$33,00 \pm 0,46$	34,38
				31,63
$h_{\text{вв\_оп}} [\text{км}]$	3,14	3,30	$3,19 \pm 0,42$	4,44
				1,93
$\Theta_{\text{вв\_оп}} [\text{град}]$	90,16	90,01	$90,17 \pm 0,05$	90,01
				90,32
$t_{\text{вв\_оп}} [\text{сек}]$	535,94	536,41	$531,14 \pm 10,82$	563,59
				498,69
$q [\text{Па}]$	480,54	519,09	$485,62 \pm 12,54$	523,24
				447,99
$F_{\text{оп}} [\text{м}^2]$	68,79	82,30	$69,00 \pm 3,84$	80,51
				57,48
$D_0 [\text{м}]$	9,36	10,24	$9,37 \pm 0,26$	10,14
				8,59
$V_k [\text{м/сек}]$	5	5	$5 \pm 0,00$	5
				5
$m_{\text{оп}} [\text{кг}]$	4,78	5,63	$4,79 \pm 0,24$	5,52
				4,06

Результаты показывают, что весовой выигрыш на ОП при вероятностном подходе может составить до 2%. Весовой выигрыш в парашютной системе при вероятностном подходе составить до 2%.

В таблице 3.25 показывается суммарная масса парашютной системы и масса ТЗП.

Таблица 3.25

Масса ТЗП и масса ПС при экстремальных условиях и МЭВ

	Номинальная траектория	Экстремальная траектория	МЭВ	
			с.к.о. ( $\pm \sigma$ )	с.к.о. ( $\pm \sigma$ )
$m_{\text{ТЗП}}$ [кг]	4,735	5,128	$4,737 \pm 0,07$	4,948
				4,525
$m_{\text{тп}}$ [кг]	0,200	0,215	$0,199 \pm 0,009$	0,224
				0,173
$m_{\text{оп}}$ [кг]	4,777	5,628	$4,790 \pm 0,24$	5,518
				4,062
Суммарная масса ПС [кг]	4,977	5,843	$4,988 \pm 0,25$	5,742
				4,235
Суммарная масса ПС + ТЗП [кг]	9,712	10,971	$9,725 \pm 0,32$	10,690
				8,760

Суммарный выигрыш в системе путем использования метода Доступова составляет 3 % по сравнению с экстремальной траекторией.

Циклограмма проведения траекторных операций по вводу в действие МАКСА под парашютом приведена на рис. 33

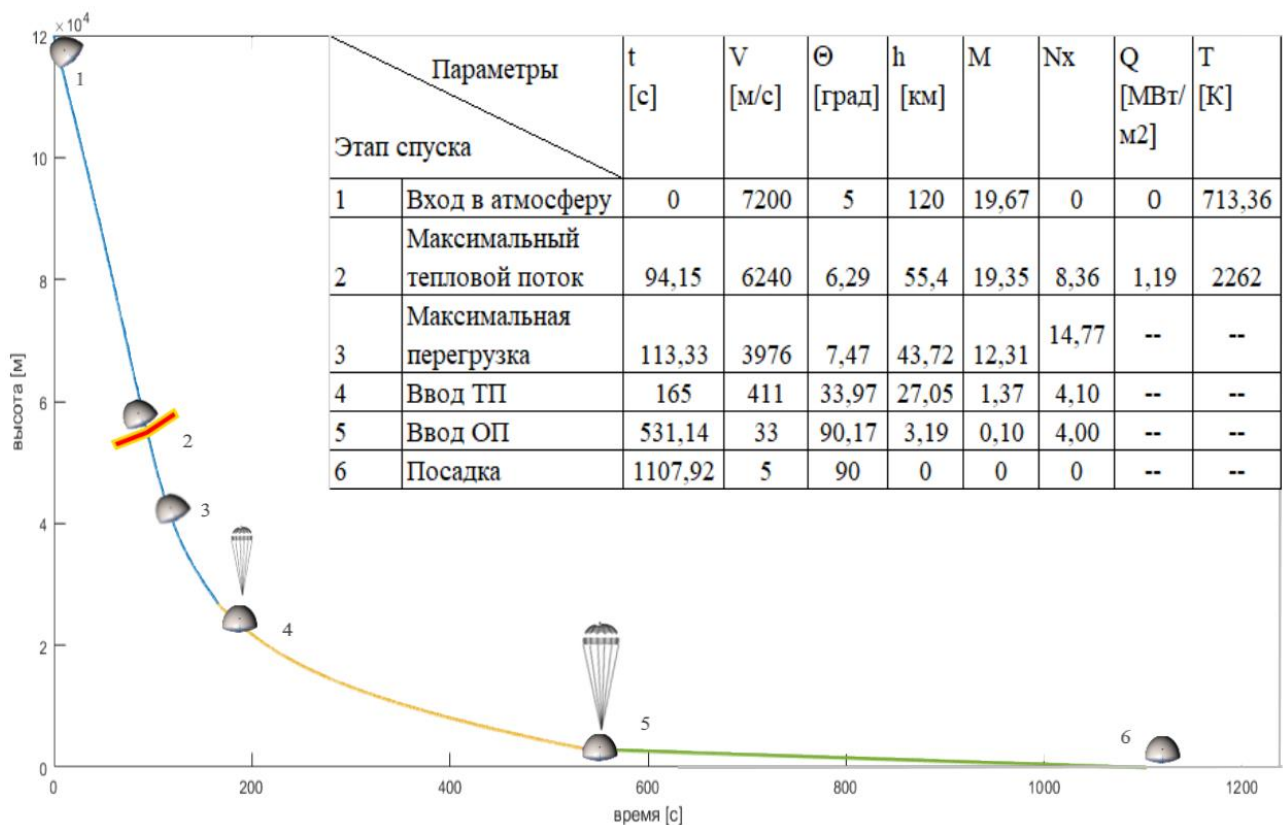


Рис. 33 Схема спуска МАКСА под парашютом

### 3.5 Расчет проектных параметров варианта с надувными тормозными устройствами

Расчётные параметры МАКСА с НТУ и условия ввода ДНТУ приводились при следующих начальных условиях.

Таблица 3.26

Исходные данные варианта НТУ

	ОНТУ	ДНТУ
$C_x$	1.10	1.14
$S$	3,1416	7,0686
$h_{вх}$	120000	
$V_{вх}$	7200	
$M_{с\text{овв}}$		1.04

Перегрузки и тепловые потоки на ОНТУ (таблица 3.27) при  $\Theta = 3, 5, 10$

Таблица 3.27

## Перегрузки и тепловые потоки ОНТУ

$\Theta_{\text{ВХ}}$	$n_x$ (ед.)	$q$ (Па)	$\dot{q}_{\text{conv}}$ (Вт/м <sup>2</sup> )	$\dot{q}_{\text{rad}}$ (Вт/м <sup>2</sup> )	$\dot{q}$ (Вт/м <sup>2</sup> )	$Q$ (МДж/м <sup>2</sup> )	$T$ (К)	$P_0$ (атм)
3	11,77	1981,48	475177	127,19	475304	28,05	1799	0,03
5	15,05	2534,70	552252	202,99	552455	24,06	1968	0,04
10	24,63	4157,45	721796	457,16	722254	18,41	1998	0,07

Траектория ДНТУ (таблица 3.28) при  $\Theta = 3, 5, 10$

Таблица 3.28

## Траектория ДНТУ

$\Theta_{\text{ВХ}}$	$M_{\text{сОБВ}}$	$V_{\text{ВВ}}$	$h_{\text{ВВ}}$	$\Theta_{\text{ВВ}}$	$t_{\text{ВВ}}$	$n_x$	$q$	$V_k$	$t_k$	$L_k$
3	1,04	326,46	38421	48,25	205,95	2,98	268,57	10,92	1528	987
5	1,04	326,53	38456	46,99	160,57	2,97	267,29	10,92	1483	714
10	1,00	309,64	37773	45,38	105,42	2,98	266,08	10,92	1424	421

Из таблицы видно, что при заданных параметрах конструкции МАКСА с НТУ, скорость приземления около 11 м/сек и перегрузки, действующие на ДНТУ около 3 ед.

Циклограмма проведения траекторных операций по вводу в действие МАКСА с НТУ приведена на рис. 34

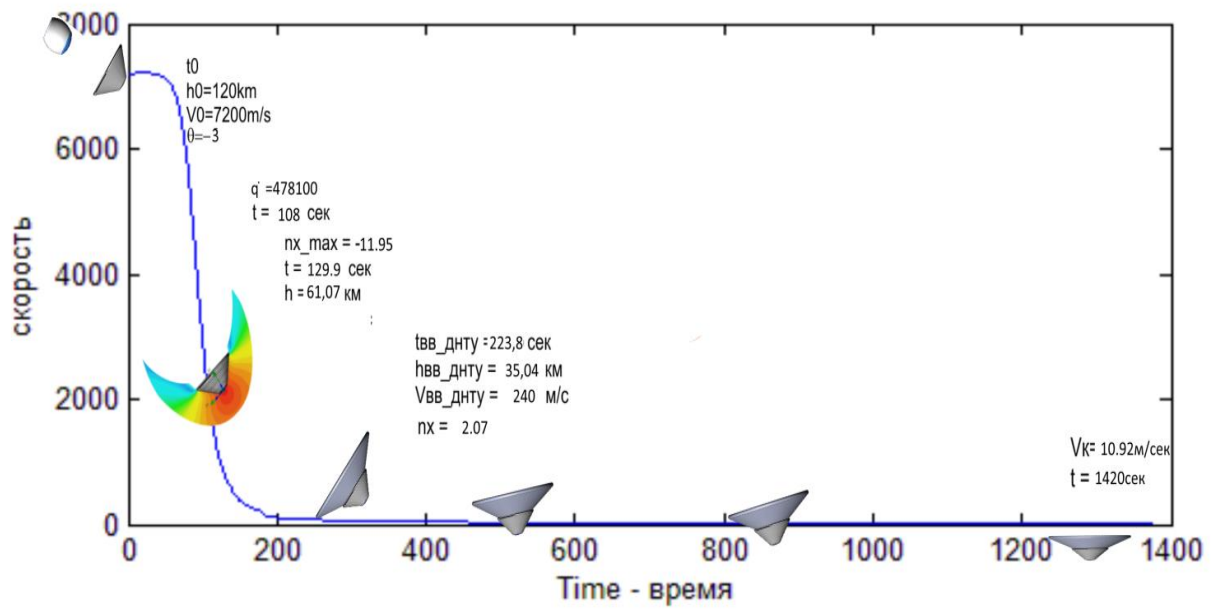


Рис. 34 Схема спуска МАКСА с НТУ



## **4 ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ В МЕЖДУНАРОДНОЙ КООПЕРАЦИИ**

В четвертой главе обобщены особенности проектирования малых спускаемых аппаратов в международной кооперации. Описаны Российские программы космических исследований. Показаны возможности сотрудничества между Российской Федерацией и Соединенными Штатами Мексики государствами в области космической деятельности с использованием МАКСА.

### **4.1 Космическая деятельность России**

Определение космической деятельности (КД), данного в Законе Российской Федерации «О космической деятельности»: под космической деятельностью понимается любая деятельность, связанная с непосредственным проведением работ по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела» [3].

Далее, Закон определяет, что к основным направлениям космической деятельности относятся [3, 104]:

- научные космические исследования;
- использование космической техники для связи, телевизионного и радиовещания:
  - дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) из космоса, включая государственный экологический мониторинг (государственный мониторинг окружающей среды) и метеорологию;
  - использование спутниковых навигационных и топогеодезических систем;
  - пилотируемые космические полеты;
  - использование космической техники, космических материалов и космических технологий в интересах обороны и безопасности РФ;
  - наблюдение за объектами и явлениями в космическом пространстве;
  - испытания техники в условиях космоса;
  - производство в космосе материалов и иной продукции;

- другие виды деятельности, осуществляемые с помощью космической техники.

В целом космическая деятельность включает в себя создание (в том числе разработку, изготовление и испытания), использование (эксплуатацию) космической техники, космических материалов и космических технологий и оказание иных связанных с космической деятельностью услуг, а также международное сотрудничество в области исследования и использования космического пространства [104].

В Российской Федерации исследование и использование космического пространства являются важнейшими приоритетами государственных интересов [76]

Приоритетными направлениями КД, способствующими достижению стратегических целей, являются:

– мониторинг окружающей среды и околоземного пространства, контроль чрезвычайных ситуаций и экологических бедствий, исследование природных ресурсов Земли;

– обеспечение спутниковой связи и вещания на всей территории Российской Федерации, в том числе удовлетворение государственных нужд в доведении до населения социально ориентированного блока радиотелевизионных программ, обеспечение президентской, правительственной и специальной связи, обеспечение связи в интересах органов власти, а также в интересах, безопасности страны и охраны правопорядка;

– обеспечение органов власти Российской Федерации и органов местного самоуправления геофизической, в том числе гидрометеорологической информацией;

– реализация космических проектов в интересах расширения знаний о Земле, Солнечной системе и Вселенной, проведение фундаментальных научных исследований в области астрофизики, планетологии, физики Солнца и солнечно-земных связей;

- обеспечение равноправного участия Российской Федерации в международных космических программах и проектах с целью гарантированного доступа к конечным результатам реализации этих программ (проектов);
- осуществление орбитальных пилотируемых полетов в интересах развития экономики, науки, решения прикладных задач;
- отработка технологий производства в космосе новых материалов и высокочистых веществ.

В рамках Федеральной космической программы России 2006 - 2015, было выполнено более двух десятков проектов научного назначения с использованием малых космических аппаратов [92]. Были разработаны ряд малых космических аппаратов научного и прикладного назначения на базе унифицированной малоразмерной космической платформы «Карат».

Особенность реализации научных космических проектов в России основана на максимальном использовании унифицированных космических платформ, на которые возлагается функция обеспечения необходимых условий работы полезной нагрузки - целевой аппаратуры: для научных исследований, дистанционного зондирования Земли, обеспечения радиосвязи и т.п. [92].

Модульная технология создания космической платформы позволяет с небольшими затратами и в короткие сроки адаптировать возможности платформы к применению в составе космических аппаратов разного типа с разной целевой аппаратурой. "НПО им. С.А. Лавочкина" разрабатывает космическую платформу пригодную для целого ряда будущих проектов научного назначения [92].

Важная роль также отводится использованию унифицированной платформы для малых космических аппаратов.

В рамках Федеральной космической программы России 2006 - 2015 в разделе «Космические средства для фундаментальных космических исследований» и разделе «Космические средства технологического назначения» предусмотрено, что они и далее будут проводиться по следующим основным направлениям:

- внеатмосферная астрофизика - получение научных данных о происхождении и эволюции Вселенной;
- планетология – исследование планет и малых тел Солнечной системы;
- изучение Солнца, космической плазмы и солнечно – земных связей;
- исследования в областях космических биологии, физиологии и материаловедения.

В рамках Федеральной космической программы России в разделе «Космические средства для фундаментальных космических исследований» для решения задач исследований планет и малых тел Солнечной системы, а также исследований в областях космических биологии, физиологии и материаловедения предусмотрено выполнение следующих проектов.

Международный проект по исследованию Марса «ЭкзоМарс», реализация научных программ исследований астрофизических объектов (КА «Спектр-РГ», «Спектр-УФ») и реализация первого этапа лунной программы, предусматривающего запуск автоматических КА «Луна-Глоб», «Луна-Ресурс» (орбитальный аппарат, посадочные аппараты), «Луна-Грунт» [91, 92].

В Федеральной космической программе России на 2016 – 2025 г., предусматриваются следующие основные задачи [91]:

- развертывание до необходимого состава и обеспечение непрерывного и устойчивого управления российскими орбитальными группировками автоматических и пилотируемых космических аппаратов на околоземных орбитах, а также объектами на траекториях полета к Луне и Марсу;

- создание космических комплексов для контроля солнечной активности, космической погоды и исследования процессов в магнитосфере Земли;

- обеспечение импортозамещения изделий иностранного производства, используемых при создании и производстве ракетно-космической техники;

- создание не менее 5 космических аппаратов для проведения углубленных исследований Луны с окололунной орбиты и на ее поверхности автоматическими

космическими аппаратами, а также для доставки образцов лунного грунта на Землю;

- предоставление данных дистанционного зондирования Земли из космоса, получаемых с космических аппаратов гидрометеорологического, океанографического и гелиогеофизического назначения, отвечающих необходимым потребностям гидрометеорологической службы;

- выполнение международных обязательств по Международной спутниковой системе поиска и спасения «КОСПАС-САРСАТ» и по участию не менее чем в 2 миссиях в рамках международной кооперации по исследованию Марса, Венеры, Меркурия и Солнца, в осуществлении полетов автоматических космических аппаратов к планетам и телам земной группы, доставке грунта с Фобоса;

- проведение научно-исследовательских работ, создание перспективных базовых изделий и освоение критических технологий, обеспечивающих создание изделий ракетно-космической техники с характеристиками, соответствующими или превышающими характеристики лучших мировых аналогов, созданных по перспективным производственным технологиям, с использованием систем цифрового проектирования и моделирования, аддитивных технологий и новых композиционных материалов, элементной базы нового поколения, а также перспективных коммуникационных систем, приборов и устройств на основе технологий фотоники и квантовых эффектов;

- создание космического комплекса и выполнение научной программы по исследованию факторов, воздействующих на живые организмы в ходе полетов космических аппаратов на околоземных орбитах.

### **Глобальная тенденция развития космической деятельности**

С каждым годом растет число государств, участвующих в космической деятельности, осуществляющих такую деятельность или извлекающих выгоду из применения космической техники. На сегодняшний день космической деятельностью занимаются многие развивающиеся страны. При этом степень

участия государств весьма разнообразна – от использования отдельных каналов связи до полномасштабного применения космических ресурсов для обеспечения широкого круга гражданских и военных потребностей [55, 82].

В таблице 4.1 приведены данные о космической деятельности развивающихся стран, имеющих государственные ракетно-космические программы (РКП) или располагающих собственными космическими средствами, национального или иностранного производства [55].

Как видно из таблицы, 17 развивающихся стран имеют государственные космические программы, 11 государств обладают производственной и научной базой, позволяющей разрабатывать и производить собственные космические аппараты (КА) – Бразилия, Израиль, Индия, КНР, РК, Пакистан, Чили, Мексика, ЮАР и др. При этом, большинство из них способны создавать только небольшие экспериментальные КА [55].

## Участие развивающихся стран в различных видах

№	Страна	Виды космической деятельности											
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1	Аргентина	■					■				■	■	
2	Бразилия	■	■	■	■		■	■	■			■	
3	Вьетнам	■			■								
4	Гонконг												
5	Египет	■				■						■	
6	Израиль	■	■	■	■	■	■	■	■		■	■	
7	Индия							■	■	■		■	
8	Индонезия	■	■		■		■				■	■	
9	Иран					■							
10	КНДР	■		■		■							
11	КНР	■	■	■	■	■	■	■	■		■	■	■
12	Саудовская Аравия	■									■	■	
13	Малайзия	■			■							■	
14	Мексика	■	■										
15	Нигерия				■								
16	Пакистан	■	■				■	■	■			■	
17	Республика Корея		■	■	■	■	■	■	■				
18	Сингапур											■	
19	Таиланд	■							■				
20	Турция	■					■						
21	Филиппины						■						
22	Чили	■										■	
23	ЮАР	■	■					■					

Обозначения: ■ – имеется возможность

■ – существует

1 – государственная программа

2 – производство космических аппаратов

3 – производство ракет-носителей

4 – запуск космических аппаратов

5 – военные задачи

6 – связь

7 – дистанционное зондирование Земли

8 – метеорология

9 – навигация

10 – фундаментальные исследования

11 – прикладные разработки

12 – пилотируемые полеты

В [76] отмечаются следующие факторы и тенденции развития международного сотрудничества:

- рост числа стран, развивающих национальную космическую программу, а также более амбициозный характер национальной космической политики различных государств;
- рост возможностей сотрудничества и координации в области освоения и исследования космоса, в том числе – при совместной реализации государственных и коммерческих программ;
- рост внимания к коммерческой космической деятельности, коммерциализации и конкурсам инновационного характера;
- снижение стоимости доступа к космическим технологиям.

Наиболее интересным сегментом мирового космического рынка являются развивающиеся страны Азии, Африки и Латинской Америки [29].

Анализ законодательства и современной практики космической деятельности ряда зарубежных стран показывает, что российские предприятия РКП могли бы развивать свое международное сотрудничество с такими странами, как, например, Китай, Бразилия, Мексика, Египет, Аргентина и др. [104].

#### **4.2 Перспективы стран Латинской Америки и Карибского бассейна**

В ноябре 2004 г Организация Объединенных Наций совместно с Бразильской ассоциацией воздушного и космического права и правительством Бразилии организовали Практикум по космическому праву, который проходил в Рио-де-Жанейро, Бразилия. Особое внимание было уделено интересам государств региона Латинской Америки и Карибского бассейна. Практикум рекомендовал региональным центрам в Латинской Америке и Карибском бассейне включать вопросы космического права в свои учебные программы [82].

В Симпозиуме Организации Объединенных Наций / Мексики по базовой космической технике: «Доступная и недорогая космическая техника» 2014 г [81], рассматривался ход создания потенциала по разработке базовой космической техники, включая уроки прошлого и текущего процесса разработки малоразмерных спутников (до 150 кг), с уделением особого внимания использованию странами Латинской Америки и Карибского бассейна возможностей регионального и международного сотрудничества. Рассматривались вопросы, связанные с осуществлением программ разработки малоразмерных спутников, в частности вопросы создания организационного потенциала, разработки и испытания инфраструктуры, и использования возможностей космических запусков.

Организация экономического сотрудничества и развития рекомендует странам, стремящимся к развитию в космической отрасли сформировать государственную политику, которая включает в себя разработку космической инфраструктуры ориентированной на пользователей и стимулирование участия частного сектора [9].



Сегодня такие страны, как Бразилия, Мексика, Боливия, Перу, Колумбия, Аргентина и Венесуэла осуществляют различные проекты, главной целью которых является сбор опыта по подготовке кадров в области космонавтики и, в основном, связанные с разработкой микроспутников [104].

На Латиноамериканском континенте Федеративная Республика Бразилия была одной из первых развивающихся стран, создавшая правительственные учреждения, занимающиеся вопросами космического пространства.

Национальная программа КД Бразилии, принятая в 2004, включает семь основных направлений [104]: 1. Применение космической техники; 2. Спутники и полезная нагрузка; 3. Ракеты-носители; 4. Инфраструктура космической деятельности; 5. Исследования и разработки; 6. Формирование и дальнейшая подготовка человеческих ресурсов; 7. Развитие национального промышленного потенциала.

Боливия – создание телекоммуникационного спутника «Turac Katari-1» (TKSAT-1). В сотрудничестве с китайскими партнерами Агентство занимается в настоящее время разработкой национальной программы создания спутника дистанционного зондирования.

Колумбия - В апреле 2007 года Колумбия запустила свой первый спутник «Libertad-1». Одновременно в колумбийском Университете им. Серхио Арболеда ведется разработка “Libertad-2”, четырехкилограммового наноспутника, который будет снабжен оптической камерой наблюдения Земли.

Мексика - Центр научных исследований и высшего образования занимается разработкой различной космической техники и средств прикладного применения. В настоящее время его усилия направлены на применение спутника для дистанционного контроля эпидемиологической обстановки и разработку проекта «SATEX-2», в рамках которого осуществляется разработка экспериментального микроспутника весом от 50 до 100 кг с участием мексиканских научно-образовательных учреждений, университетов и исследовательских центров. Целью этого проекта является подготовка национальных кадров в области разработки космической техники.

Кроме того, центр принимает участие в создании двух наноспутников по заказу Мексиканского космического агентства (АЕМ), трехкомпонентного спутника «Cubesat» с видеодатчиком, работающим в видимом диапазоне спектра, и однокомпонентного спутника «Cubesat» для тестирования созданной Центром подсистемы контроля стабилизации и ориентирования.

Проект «Кондор УНАМ-МАИ» осуществляли совместными усилиями Российская Федерация и Мексика. Целью этого проекта было поощрение обмена учебными пособиями и демонстрация научно-технических достижений. С помощью установленной на спутнике полезной нагрузки будет осуществляться мониторинг атмосферы Земли на предмет изучения землетрясений по ионосферным признакам.

В настоящее время Мексика не располагает своими спутниками дистанционного зондирования и поэтому для получения спутниковых изображений, имеющих для нее национальный интерес, она полагается на международное сотрудничество. В соответствии со своим национальным планом развития космической инфраструктуры Мексика рассматривает вопрос о создании такой группировки малых спутников, которая удовлетворяла бы ее потребности в спутниковых данных.

Из предыдущих обсуждений видно, что в настоящий момент в странах Латинской Америки интенсивно развивается интерес к развитию космической техники, что позволяет говорить о больших перспективах для развития сотрудничества с этими странами. Для этого необходимо включить в свои учебные программы вопросы, связанные с областью космических систем. Необходимо создавать международное сотрудничество, что позволит им готовить специалистов, а также развивать собственную космическую технику.

#### **4.3 Международное сотрудничество и кооперация Мексиканских Соединённых Штатов в сфере космической деятельности.**

В Мексике основные компоненты космической инфраструктуры являются неотъемлемой частью национального плана развития экономики и

инфраструктуры. В настоящее время основное внимание уделяется реализации двух национальных проектов: а) разработка спутниковой системы раннего оповещения в целях предупреждения о стихийных бедствиях, ослабления их воздействия и ликвидации последствий; б) создание и укрепление человеческого и технического потенциала, в частности потенциала по разработке платформ телекоммуникационных и научных спутников [29]

В первоначальные планы Мексиканского космического агентства (АЕМ) входили исследование космоса, доставка грузов и экипажей на МКС, запуск спутников [104]. Приоритетами страны в аэрокосмической области являются: телекоммуникация, наблюдение Земли, производство транспортных космических средств, альтернативные источники энергии, космическая погода, микрогравитация [9].

Кроме того, Мексика занимает передовые позиции в области коммерческих авиационных исследований. Мексика обладает производственной инфраструктурой и дизайнерским потенциалом в авиации, электронике и автомобильной отрасли, а также информационно-коммуникационными технологиями и ее опыт можно использовать для наращивания технического потенциала в области разработки космической техники [8, 81].

Следует отметить, что Мексиканское космическое агентство, а также ряд мексиканских научных учреждений уже подписали соглашения многостороннего сотрудничества [29]. Среди основных космических агентств, с которыми были соглашения о сотрудничестве можно отметить: DLR (Германия), ГКАУ (Украина), ASI (Италия), NASA (США), ISRO (Индия), UKSA (Великобритания), в процессе: Роскосмос (Россия), CSNA (КНР), ISA (Израиля).

Среди ведущих институтов с мексиканской стороны можно назвать [9]:

Национальный политехнический институт (IPN), Мексика телекоммуникации (Telecomm), Центр научных исследований и высшего образования в Энсенаде (CICESE), Автономный университет Нижней Калифорнии (UABC), Министерство энергетики (SENER), Факультет медицины Университета Колимы, Национальный автономный университет Мексики

(UNAM), Автономный университет Пуэбла (BUAP). В процессе: Национальный институт оптической и электронной астрофизики (INAOE), Академий технических наук, медицины и наук и др.

Основными направлениями исследований, изучаемых этими учреждениями являются: авиационная техника, электротехника, машиностроение и технологии, электроника и телекоммуникации и астрономия. Наиболее изученными темами в аэрокосмическом секторе являются: наука и технологии применительно к космической науке, наблюдения Земли, дистанционное зондирование, технологии и инновации [9].

В рамках основных направлений сотрудничества можно назвать:

- Подготовка специалистов, студентов и исследователей,
- Подготовка инженерных кадров,
- Дистанционное зондирование (мониторинг) Земли,
- Система связи и спутниковой навигации,
- Космическая наука и исследование космического пространства,
- Разработка и использование космических аппаратов и систем.

#### **4.4 Международное сотрудничество и кооперация между Российской Федерацией и Мексиканскими Соединенными Штатами в сфере космической деятельности.**

Одна из последних Программ сотрудничества между Россией и Мексикой была принята в 2011 году [5]. Ею предусматривается выполнить 18 совместных проектов.

Важно отметить, что Программа включила приоритетные области сотрудничества, определенные Сторонами по взаимному согласию и относящиеся к спутниковым технологиям (аэрокосмическим), охране окружающей среды и природных ресурсов, агропромышленным биотехнологиям, информационным технологиям, программному обеспечению, геодезии, робототехнике и нанотехнологиям.

Программа призвана способствовать развитию мероприятий в области совместных исследований, осуществляемых научными учреждениями Российской Федерации и Мексиканских Соединенных Штатов в целях использования существующего опыта в ведущих научных центрах обеих стран, а также продвижению продукции инновационного характера и технологическому обмену.

в реализации программы участвовали:

Учреждения и исполнители российской стороны

Московский авиационный институт (МАИ); МГУ им. М.В. Ломоносова; ИПМ им. М.В. Келдыша; РАН; Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова; Институт математических исследований сложных систем МГУ им. М.В. Ломоносова; РУДН; Институт металлургии им. А.А. Байкова; Санкт-Петербургский государственный университет телекоммуникаций; Российский государственный гидрометеорологический университет; Российский химико-технологический университет им. Д.И. Менделеева; Факультет физико-математических и естественных наук РУДН; МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Учреждения и исполнители мексиканской стороны

Инженерный факультет Национального автономного университета Мексики (UNAM); Национальный институт оптической и электронной астрофизики (INAOE); Автономный университет Пуэбла (BUAP); Факультет электроники Автономного университета Пуэбла (BUAP); Факультет мехатроники Народного автономного университета штата Пуэбла (UPAEP); Факультет физико-математических наук Автономного университета Пуэбла (BUAP); Факультет медицины Университета Колимы; Высшая школа инженерной механики и электрики (ESIME) Аскапоцаль; Центр прикладных наук технологического развития Национального автономного университета Мексики (UNAM); Колледж Мехико; Высшая школа инженерной механики и электрики (ESIME) Национального политехнического института (IPN); Междисциплинарный исследовательский центр интегрального регионального развития; Дуранго (CIIDIR-Durango).

В настоящее время, Мексика и Россия заканчивают подготовку к подписанию межправительственного соглашения о сотрудничестве в области космических исследований [61].

Генеральный директор Мексиканского космического агентства, предлагает стратегический союз с Россией с обменом технологиями и продукцией. Мексика может дать со своей стороны производственную базу, кадры, разнообразие технических и научных институтов в государственном и частном секторе [61].

Еще одной сферой сотрудничества может стать космическая навигация, так как Мексика заинтересована в размещении наземной станции системы ГЛОНАСС. Дополнительно к этому, Мексиканское космическое агентство разработает несколько проектов по малым спутникам наблюдения за Землей (весом 100 кг), что, в свою очередь, имеет расчет на кооперацию с Россией [78].

Также, Мексика могла бы участвовать в работе Международной космической станции, проводя там эксперименты: «В Мексике существуют рабочие группы, которые работают над вопросами микрогравитации, что дает возможность провести эксперимент, который имел бы интересное научное содержание и полезное применение на Земле, это может быть эксперимент в области материалов, биологии» [61].

Следует отметить, что космическая медицина и эффекты космических и суборбитальных полетов нуждаются в тщательном изучении и весьма значимы для профилактической медицины населения, для развития биологических экспериментов в условиях микрогравитации, геомедицины астробиологии, а также имеют большое значение для развития страны [8].

Космическая промышленность Мексики является новым сектором, поэтому подготовка специалистов является стратегическим приоритетом для развития авиационно-космической промышленности в Мексике [8]. Мексиканское агентство заинтересовано в сотрудничестве с Россией по образовательным вопросам, в обмене студентами и исследователями и др. [61].

Перспективы Мексики в аэрокосмической промышленности на 2030 год следующие [8]:

- 1- наличие ракет-носителей, произведенных в стране и способных работать на легких платформах и дружелюбных к окружающей среде, а также обладающих конкурентоспособностью на мировом рынке;
- 2- наличие спутниковой модульной платформы, предназначенной для использования в различных космических миссиях;
- 3- разработка приборов для различных полезных нагрузок и научно-технических задач, имеющих отношение к стране;
- 4- Разработка приложений для проектирования систем управления робототехнических систем для различных космических миссий. Развитие систем связи как для космического, так и наземного сегмента, а также разработка приборов для ракет-носителей и других космических аппаратов;
- 5- Наличие наземных станций по телеметрии и управлению, спроектированных и изготовленных по национальным технологиям;
- 6- Наличие космических обсерваторий, скоординированных с крупными международными проектами человечества.

Анализ различной космической деятельности, как в России, так и в Мексике, дает обзор возможных мероприятий, в которые могут быть включены МАКСА.

Например, интересы обеих стран в создании и эксплуатации малых космических аппаратов низкой стоимости, позволяющих сократить время разработки, подготовки и эксплуатации этих технологий являются ключевым моментом для создания МАКСА.

С одной стороны, возможно использовать существующие технологии, такие как УКП КАРАТ, которая может быть использована в качестве базовой платформы для МАКСА.

Кроме того, МАКСА имеет большой потенциал в развитии новых технологий, а также в подготовке новых специалистов в аэрокосмической отрасли. Благодаря малому размеру МАКСА и его относительно низкой стоимости сборки и изготовления, можно подготовить новых специалистов в

аэрокосмической промышленности в таких областях, как: аэродинамика, система управления, система терморегулирования, системы спуска и посадки, телекоммуникационных и навигационных систем, и т.д. Это также позволяет создавать обмен технологиями между этими странами.

Понимание атмосферы Земли, ее магнитосферы, другие исследования, связанные с Землей, могут быть изучены путем использования МАКСА.

С использованием МАКСА как в Мексике, так и в России могут быть созданы, испытаны и эксплуатированы новые космические технологии, научные инструменты и новые материалы.

Исследования в области космической медицины, исследования в условиях микрогравитации, разработки и тестирования новых материалов и космических технологий вызывают наибольший интерес. Использование МАКСА здесь имеет большой потенциал.

Важным моментом сотрудничества между Россией и Мексикой с использованием МАКСА является заинтересованность этих стран в доставке экспериментов с международной космической станции и возвращения образцов Лунного грунта и других небесных тел солнечной системы на Землю.



## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Проведен анализ особенностей схемы функционирования малых спускаемых аппаратов в Земных условиях. Выделены схемообразующие признаки МАКСА, основные проектные параметры средств пассивного аэродинамического торможения в атмосфере и наиболее влиятельные возмущающие факторы на формирование схемных решений малых автоматических космических спускаемых аппаратов на ранних стадиях проектирования.
2. Предложена методика схемно-технических решений малых автоматических космических спускаемых аппаратов и выбора основных проектных параметров на ранних этапах проектирования; особое внимание уделено разработке схем спуска в атмосфере Земли с использованием различных средств аэродинамического торможения, дополнительных раскрывающихся и надувных устройств, парашютных систем с целью доставки на поверхность полезной нагрузки ограниченной массы и размеров.
3. Проведен анализ особенностей выбора проектных параметров в экстремальных (наихудших) условиях и методом эквивалентных возмущений. Результаты показывают, что весовой выигрыш массы ПС при вероятностном подходе может составить до 2%. Весовой выигрыш массы ТЗП при вероятностном подходе может составить до 4%.
4. В продолжение направления по разработке малых космических аппаратов была предложена возможность выведения малого автоматического космического спускаемого аппарата на базе унифицированной платформы «КАРАТ», с учетом её применения в Земных условиях для выполнения широкого круга задач. Установлены взаимосвязи систем МАКСА и унифицированных платформ МКА, с учетом существующих ограничений по массе и размерам.
5. Проанализирован опыт создания малых автоматических космических спускаемых аппаратов при осуществлении планетных исследований. Показана

возможность выделения малых автоматических спускаемых аппаратов в особый подкласс атмосферных исследовательских аппаратов и зондов по своим массовым, габаритным и функциональным характеристикам.

6. Установлены рекомендации по международной кооперации для использования проведенных исследований при формировании технических предложений по созданию МАКСА в программах исследований с применением малых автоматических космических спускаемых аппаратов, особенно, с развивающимися в космических исследованиях странах и, в частности, в сотрудничестве с Мексиканским Космическим Агентством.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Автоматическая станция "Луна-16". – 2010. – URL: <http://www.laspace.ru/rus/luna16.html> (дата обращения: 10.05.2014).
2. Вернулась на Землю спускаемая капсула американского КА "Стардаст" ("Звездная пыль") с образцами вещества кометы Вильда-2. – 2006. – URL: [http://www.aviaspace.ru/calendar/section/events/vernulas\\_na\\_zemlyu\\_spuskaemaya\\_kapsula\\_amerikanskogo\\_ka\\_stardast\\_zvezdnaya\\_pyl\\_s\\_obraztsami\\_veshchestva\\_komety\\_vilda/](http://www.aviaspace.ru/calendar/section/events/vernulas_na_zemlyu_spuskaemaya_kapsula_amerikanskogo_ka_stardast_zvezdnaya_pyl_s_obraztsami_veshchestva_komety_vilda/).
3. Закон РФ от 20 августа 1993 г. О космической деятельности (с изменениями и дополнениями). – 1993. – URL: <http://base.garant.ru/136323/#ixzz2vBnxQA65>.
4. Капсула-вертолет позволит астронавтам возвращаться куда угодно и приземляться где угодно. – 2012. – URL: <http://www.dailytechinfo.org/space/4165-kapsula-vertolet-pozvolit-astronavtam-vozvrashchatsya-kuda-ugodno-i-prizemlyatsya-gde-ugodno.html> (дата обращения: 06.09.2012).
5. Программа научно-технического сотрудничества между Российской Федерацией и Мексиканскими Соединенными Штатами на 2011-2012 годы / ЗАО "Кодекс". – Москва, 2011. – 6 с.
6. Спускаемый аппарат, Большая советская энциклопедия. – 1969—1978. – URL: <http://dic.academic.ru/dic.nsf/bse/135265/Спускаемый> (дата обращения: 03.03.2012).
7. Adams J.J.C. Atmospheric Re-Entry. / Adams J.J.C.: Arnold Engineering Development Center, 2003.
8. Agencia Espacial Mexicana. Acuerdo por el que se expide el Programa Nacional de Actividades Espaciales // Acuerdo por el que se expide el Programa Nacional de Actividades Espaciales /. – Mexico DF, 2015.
9. Agencia Espacial Mexicana. Catalogo y analisis de capacidades de investigacion y desarrollo tecnologico espacial en Mexico // Ciudad de Mexico. – 2014.

10. Bermyn J. Proba spacecraft family, small mission solutions for emerging applications // WG I/6 – Small Satellites, ISPRS Commission III –Glasgow, Scotland, UK, 2008. – C. 925-928.
11. Doherr K.F. Extended parachute opening shock estimation method // 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar: – Monterey, California, 2003. – C. 8.
12. Doherr K.F. Parachute flight dynamics and trajectory simulation // Heinrich parachute systems short course: – University of St. Louis, 2002.
13. ESA. Martian box of delights. – 2013. – URL: [http://www.esa.int/Our\\_Activities/Space\\_Engineering\\_Technology/Martian\\_box\\_of\\_delights](http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Engineering_Technology/Martian_box_of_delights).
14. Esper J. Mission design and technology for Titan aerobot Ballon System (TABS): dissertation; Institute of space systems, University of Stuttgart. – Stuttgart, 2012.
15. Guglieri G. Introduction to Parachute Subsonic Aerodynamics. / Guglieri G. – Torino (Italy): Politecnico di Torino, Dipartimento di Ingegneria Aeronautica e Spaziale– 27 c.
16. Herdrich G. Extension of simple Models to describe Atmospheric Entries - A Link to the TPS Design of Ballistic Capsules // The Open Plasma Physics Journal –2009 № 2. – C. 150-164.
17. Hirschel E.H., Weiland C. Selected Aero-thermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles. / Hirschel E.H., Weiland C. – Berlin: Springer, 2009. – 518 c.
18. Hirst E.A., Yen C.-W.L. Stardust, mission plan // jet propulsion laboratory california institute of technology. – 1999. – C. 157.
19. Hoguel M.D., Et Al. Regolith-Derived Heat Shield for Planetary Body Entry and Descent System with In Situ Fabrication // Earth and Space 2012 : Engineering, Science, Construction, and Operations in Challenging Environments: – Pasadena, CA, 2012. – C. 13.

20. Hull D.G. Fundamentals of airplane flight mechanics. / Hull D.G.: Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2007. – 310 c.
21. Johnson J.E., Lewis M.J. Aerothermodynamic Optimization of Earth Entry Blunt Body Heat Shields for Lunar and Mars Return. / Johnson J.E., Lewis M.J.: UMI ProQuest, 2009. – 266 c.
22. Knacke T.W. Parachute Recovery Systems. Design Manual. / Knacke T.W. – Santa Barbara, CA: Para Publishing, 1992.
23. Larson W.J., Wertz J.R. Space Mission Analysis and Design. / Larson W.J., Wertz J.R. – 3rd edition– El segundo, CA: Space Technology Library, Microcosm Press, 1999. – 969 c.
24. Lindell M.C., Hughes S.J. Structural Analysis and Testing of the Inflatable Re-entry Vehicle Experiment (IRVE) // 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference /:– Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. – C. 19.
25. Ludtke W.P. Notes on a generic parachute opening force analysis. / Ludtke W.P. – Silver Spring, Md.: NSWC TR 87-96, 1986.
26. Ludtke W.P. Notes on a Parachute Opening Force Analysis Applied to a Vertical Toward-the-Earth Trajectory. / Ludtke W.P. – Silver Spring, Maryland: Defense Technical Information Center, 1987.
27. Ludtke W.P. A technique for the calculation of the opening-shock forces for several types of solid cloth parachutes. / Ludtke W.P. – Silver Spring, Maryland: Naval Ordnance Laboratory, 1973.
28. Marraffa L., Boutamine D., Et Al. IRDT 2R Mission, Fisrt results // Proceedings 5th European Workshop on Thermal Protection Systems and Hot Structures Noordwijk: – Noordwijk, 2006. – C. 7.

29. Mendieta J. Challenges and Opportunities of the Mexican Space Agency // 10th International Planetary Probe Workshop (IPPW-10) /– California: Mexican Space Agency, 2013.
30. Moorhoiuse D.J., Woodcock R.J. Background information and user guide for mil-f-878sc, military specification flying qualities of piloted airplanes. / Moorhoiuse D.J., Woodcock R.J. – Ohio: Control dynamycs branch flight control division 1982. – 244 c.
31. Space vehicle design criteria (structures): Entry thermal protection / NASA-SP-8014. – Washington, 1968.
32. Player C.J. IRVE Development of Inflatable Entry Systems Technologies // 3rd International Planetary Probe Workshop: – Anavyssos, Greece: NASA Langley Research Center, 2005.
33. Samareh J.A. Estimating Mass of Inflatable Aerodynamic Decelerators Using Dimensionless Parameters // 8th International Planetary Probe Workshop (IPPW-8) Portsmouth: – Portsmouth, VA: Vehicle Analysis Branch, NASA Langley Research Center, 2011. – C. 18.
34. Schulte Z.P., Moore W.J. Verification and Validation of Requirements on the CEV // 21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, Aerodynamic Decelerator Systems Technology: – Dublin, 2011. – C. 9.
35. Stout S.E. SPORE parachute design and selection. / Stout S.E. – Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2012. – 44 c.
36. Venkatapathy E., Et Al. Thermal Protection System Technologies for Enabling Future Sample Return Missions // White Paper to the NRC Decadal Primitive Bodies Sub-Panel NRC Decadal survey. Inner planets sub-panel, 2010. – C. 7.
37. Venkatapathy E., Laub B., Wright M.J. Thermal Protection System (TPS) Design and the Relationship to Atmospheric Entry Environments // 6th International Planetary Probe Workshop: – Atlanta, 2008.

38. Viviani A., Pezzella G., Golia C. Aerothermodynamic field past a reentry capsule for sample return missions // 28th international congress of the aeronautical sciences: – Brisbane, Australia, 2012. – С. 13.
39. Weitz L.A. Derivation of a point-mass aircraft model used for fast-time simulation // MITRE technical report. – 2015 № MTR150184. – С. 27.
40. Алексахин С.Н., Пичхадзе К.М., Финченко В.С. Принципы проектирования спускаемых в атмосферах планет аппаратов с надувными тормозными устройствами // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». – 2012 № 2 (13).
41. Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическим летательным аппаратом. / Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. – Москва: Машиностроение, 1964. – 406 с.
42. Андреевский В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. / Андреевский В.В. – Москва: Машиностроение, 1970. – 232 с.
43. Аржаников Н.С., Садекова Г.С. Аэродинамика больших скоростей. / Аржаников Н.С., Садекова Г.С. – Москва: Высшая школа, 1965. – 558 с.
44. Асланов В.С. Пространственное движение тела при спуске в атмосфере. / Асланов В.С. – Москва: ФИЗМАТЛИТ, 2004. – 160 с.
45. Афанасьев И. МКА-ФКИ: малые аппараты для больших задач // Новости космонавтики. – 2011 – Т. 21, № 06 (341). – С. 50-53.
46. Белоконов И.В. Статистический анализ динамических систем (анализ движения летательных аппаратов в условиях статистической неопределенности). / Белоконов И.В. – Самара: Самарский госуд. аэрокосм. ун-т., 2001. – 484 с.
47. Бордовицына Т.В. Современные численные методы в задачах небесной механики. / Бордовицына Т.В. – Москва: Наука, 1984. – 136 с.
48. Бордовицына Т.В., Авдюшев В.А. Теория движения искусственных спутников Земли. Аналитические и численные методы. / Бордовицына Т.В., Авдюшев В.А. – Томск: Том.ун-та, 2007. – 178 с.

49. Воронцов В.А. Методологические основы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / Ефрабова В.В., Пичхадзе К.М. – Химки: МАИ-ПРИНТ, 2012. – С. 526.
50. Воронцов В.А. Проектирование аэростатных зондов для исследования планет солнечной системы. / Воронцов В.А. – Москва: МАИ-ПРИНТ, 2008. – 87 с.
51. Воронцов В.А. Проектирование средств десантирования и дрейфа в атмосферах планет и их спутников. / Воронцов В.А. – Москва: МАИ-ПРИНТ, 2011. – 71 с.
52. Воронцов В.А., Карчаев Х.Ж., Мартынов М.Б., Примаков П.В. Программа исследования Венеры и международное сотрудничество // Труды МАИ. – 2016 № 86. – С. 15.
53. Горбатенко С.А. Конспект лекций по курсу “Теория полета”. / Горбатенко С.А. – Москва: Московский государственный авиационный институт (технический университет), 2000.
54. ГОСТ 4401-81, Атмосфера стандартная, параметры. – Москва: ИПК издательство стандартов, 1981. – 180 с.
55. Гуца А., Ромашкина Н. Ракетно космические программы развивающихся стран и международная безопасность // Индекс Безопасности. – 2008 – Т. 14, № 4 (87). – С. 83-94.
56. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н., Богодистов С.С. Внешняя баллистика. / Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н., Богодистов С.С. – Москва: Машиностроение, 1991.
57. Доброленский Ю.П. Динамика полета в неспокойной атмосфере. / Доброленский Ю.П. – Москва: Машиностроение, 1969. – 257 с.



58. Доброленский Ю.П., Иванова В.И., Поспелов Г.С. Автоматика Управляемых снарядов. / Доброленский Ю.П., Иванова В.И., Поспелов Г.С. – Москва: Государственное научно-техническое издательство оборонгиз, 1963. – 549 с.
59. Ефанов В.В. Проектирование устройств и систем разделения космических аппаратов // Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / Ефанов В.В., Пичхадзе К.М. – Москва: МАИ, 2012. – С. 526
60. Зеленцов В.В., Казакавцев В.П. Основы баллистического проектирования искусственных спутников Земли. / Зеленцов В.В., Казакавцев В.П. – Москва: МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2012. – 176 с.
61. Знаменский Д. Мексика и Россия готовят соглашение о сотрудничестве в космосе / Космические Новости: РИА Новости, 2014. – URL: <https://ria.ru/space/20140409/1003107513.html>(2014).
62. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. / Иванов Н.М., Лысенко Л.Н.: Дрофа, 2004. – 544 с.
63. Казаков И.Е., Доступов Б.Г. Статистическая динамика нелинейных автоматических систем. / Казаков И.Е., Доступов Б.Г. – Москва: Государственное издательство физико-математической литературы., 1962. – 332 с.
64. Карпенко С. Малые тела Солнечной системы, Старт миссии StarDust. – 1999. – URL: <http://galspace.spb.ru/index362.html>.
65. Константинов М.С., Каменков Е.Ф., Переыгин Б.П., Безвербый В.К. Механика космического полета: учебник для вузов. / Константинов М.С., Каменков Е.Ф., Переыгин Б.П., Безвербый В.К. – Москва: Машиностроение, 1989. – 406 с.
66. Косенко В. Новые технологии и перспективы развития космических платформ и полезных нагрузок отечественных спутников связи и вещания // Информационные спутниковые системы. – 2008 № 6. – С. 15-17.

67. Краснов П. СССР которого не было в работах советских художников. Часть 4. Освоение Венеры - Укрощение раскаленной планеты. – 2011. – URL: <http://www.rusproject.org/node/309>.
68. Кудряшов В., Пичхадзе К.М., Мартынов М.Б. Неограниченные возможности при ограниченных размерах // Авиапанорама. – 2007 № 2.
69. Куликов К.А. Курс сферической астрономии. / Куликов К.А. – Москва: Наука, 1974. – 216 с.
70. Лантратов К. Взаимовыгодная платформа // Коммерсантъ. – 2008 № 54.
71. Лебедев А.А. Введение в анализ и синтез систем: учебное пособие. / Лебедев А.А. – Москва: МАИ, 2001. – 352 с.
72. Лебедев А.А., Аджимамудов Г.Г., И Др. Основы синтеза систем летательных аппаратов. / Лебедев А.А., Аджимамудов Г.Г., И Др. – Москва: МАИ, 1996. – 444 с.
73. Лобанов Н.А. Основы расчета и конструирования парашютов. / Лобанов Н.А. – Москва: Машиностроение, 1965. – 364 с.
74. Миненко В.Е., Семенов А.Н., Шилева Е.Н. Проектные особенности спускаемых аппаратов класса «несущий корпус» // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2013 № 7. – С. 26.
75. Научно-Технический Энциклопедический Словарь. Спускаемый аппарат. – URL: <http://dic.academic.ru/dic.nsf/ntes/4511/СПУСКАЕМЫЙ2012>.
76. Национальная Космическая Технологическая Платформа. Стратегический план исследований // Подготовлено координаторами НКТП: ФГУП ЦНИИмаш, МАИ. – 2012. – URL: <http://www.spacetp.ru/>.
77. Никитин П.В. Тепловая защита: Учебник. / Никитин П.В. – Москва: МАИ, 2006. – 512 с.

78. Новости Риа. Мексика и Россия наращивают космическое сотрудничество / Viacheslav Pronskiy, 2014. – URL: [http://spacedigest.net/090414\\_aem/](http://spacedigest.net/090414_aem/) (дата обращения: 09.04.2014.Access 2014).
79. НПО им. С.А. Лавочкина. Проект MetNet. – 2014. – URL: <http://www.laspace.ru/rus/metnet.php2014>).
80. Овчинников М.Ю. “Малыши” завоевывают мир // Компьютерра. – 2007 № 15. – С. 37-43.
81. Доклад о работе Симпозиума Организации Объединенных Наций/Мексики по базовой космической технике: доступная и недорогая космическая техника / Организация Объединенных Наций Генеральная Ассамблея. – Энсенада, Мексика, 2014. – 21 с. – А/АС.105/1086.
82. Доклад о работе Практикума Организации Объединенных Наций/Бразилии по космическому праву на тему "Распространение и развитие международного и национального космического права: перспектива стран Латинской Америки и Карибского бассейна" / Организация Объединенных Наций Генеральная Ассамблея. – Рио-де-Жанейро, 2004. – А/АС.105/847.
83. Панкратов Б.М. Основы теплового проектирования транспортных космических систем. / Панкратов Б.М. – Москва: Машиностроение, 1988. – 304 с.
84. Парафесь С.Г. Конструкция космических летательных аппаратов Учебно-методический комплекс дисциплины. / Парафесь С.Г. – Калуга, Москва: «Эйдос» (ИП Кошелев А.Б.), 2011. – 247 с.
85. Пичхадзе К.М., Мартынов М.Б., Моишеев А.А. Унифицированная космическая платформа "КАРАТ" для создания микроспутников научного назначения // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. – 2007 № 8. – С. 72-78.
86. Полищук Г.М., Пичхадзе К.М. Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований. / Полищук Г.М., Пичхадзе К.М. – Москва: МАИ-ПРИНТ, 2010. – 659 с.

87. Попов Е.И. Спускаемые аппараты. / Попов Е.И. – Москва: Знание, 1985. – 64 с.
88. Правдин В.М., Шанин А.П. Баллистика неуправляемых летательных аппаратов. / Правдин В.М., Шанин А.П. – Снежинск: РФЯЦ - ВНИИТФ, 1999. – 496 с.
89. ГОСТ Р-53460-2009, Глобальная справочная атмосфера для высот от 0 до 120 км для аэрокосмической практики - параметры. – Москва: Национальный стандарт Российской Федерации, 2011. – 249 с.
90. Романов А.А. Концептуальные подходы к созданию перспективных космических систем // Перспективные компьютерные системы: устройства, методы и концепции: – Таруса: ИКИ РАН, 2011. – С. 92-104.
91. Роскосмос. Основные положения Федеральной Космической Программы 2016-2025 // [www.roscosmos.ru](http://www.roscosmos.ru). – 2016. – URL: <http://www.roscosmos.ru/22347/>.
92. Роскосмос. Фундаментальные космические исследования. – URL: <http://www.federalspace.ru/main.php?id=252014>.
93. Севастьянов Н.Н. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли // Труды МФТИ. – 2009 – Т. 1, № 3. – С. 14-22.
94. Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов. / Сердюк В.К. – Москва: Машиностроение-Полет, 2009. – 503 с.
95. Торрес Санчес К.Х., Воронцов В.А. Особенности выбора схемно-технических решений малых космических спускаемых аппаратов // Научно Технический Вестник Поволжья. – 2014 № 6. – С. 4-9.
96. Торрес Санчес К.Х., Воронцов В.А. Оценка проектных параметров малого спускаемого аппарата с учётом неопределенности исходных данных // Труды МАИ. – 2018 № 101.

97. Торрес Санчес К.Х., Воронцов В.А., Пичхадзе К.М., Крайнов А.М. Проблемные вопросы формирования схемно-технических решений малогабаритных спускаемых аппаратов // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». – 2015 № 1. – С. 118-122.
98. Торрес Санчес К.Х., Мартыненко Ю.Г., Влахова А.В. Оценка точности системы магнитной стабилизации искусственного спутника земли: Магистерская работа; МГУ им. М.В. Ломоносова. – Москва, 2007.
99. Трямкин А.В., Скиданов С.Н. Исследование процесса наполнения парашютных систем // Труды МАИ. – 2001 № 3.
100. Феоктистова К.П. Космические аппараты. / Феоктистова К.П. – Москва: Военное издательство, 1983. – 319 с.
101. Финченко В.С., Пичхадзе К.М. Основы проектирования надувных космических конструкций // Проектирование Автоматических Космических Аппаратов для фундаментальных научных исследований ФГУП "НПО им Лавочкина" РОСКОСМОСА, 2012.
102. Фомичев А.В. Научно-образовательный материал «Моделирование системы управления перспективного малогабаритного космического аппарата для фундаментальных научных исследований». / Фомичев А.В. – Москва: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011.
103. Хартов В.В., Мартынов М.Б., И Др. Проектная концепция десантного модуля «ЭкзоМарс-2018» // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. – 2014 – Т. 2(23). – С. 5-12.
104. Чуб Е. Коммерциализация космической деятельности: мировой опыт и возможности его использования в Российской Федерации: диссертация / Шкваря Л.В.; Российский Университет Дружбы Народов. – Москва, 2014. – 192 с.
105. Чуркин В.М. Математическая модель движения системы мягкой посадки космического аппарата // Труды МАИ. – 2011 № 49.