

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)

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Москва 2018

Работа выполнена на кафедре «Системный анализ и управление» Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет, МАИ).

Научный руководитель: **Воронцов Виктор Александрович**, доктор технических наук, профессор кафедры «Системный анализ и управление» «Московского авиационного института (национального исследовательского университета, МАИ).

Официальные оппоненты: **Миненко Виктор Елисеевич**, доктор технических наук, профессор кафедры «Космические аппараты и ракеты-носителя» Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана.

Клюшников Валерий Юрьевич, доктор технических наук, главный научный сотрудник, Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП «ЦНИИмаш»).

Ведущая организация: **Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Российский университет дружбы народов»**

Защита состоится «14» марта 2019 года в 16:00 часов на заседании диссертационного Совета Д 212.125.12. в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете, МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (национального исследовательского университета, МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4 и на сайте МАИ: https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=100445

Автореферат разослан « ____ » _____ 201_ года.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4, Ученый Совет МАИ.

Ученый секретарь
диссертационного совета
Д 212.125.12.,

Старков А.В.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

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).

Продолжая направление разработки малых космических аппаратов (МКА), рассматривается возможность введения в состав МКА малого автоматического спускаемого аппарата (МАКСА) 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.

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. Научная новизна диссертационной 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. 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.

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 [1,3] в журналах, рекомендованных ВАК РФ и в двенадцати работах [4-16] 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).

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 от 2% 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.

Структура и объём работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка сокращений и списка литературы. Диссертация снабжена иллюстрациями, и списком литературы в количестве. Общий объем 144 страницы.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цель и задачи исследования, отмечена научная новизна и практическая значимость полученных результатов, приведены основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту, а также сведения об апробации результатов диссертационной работы. Дан обзор основных публикаций. Описана структура диссертационной работы и дано краткое содержание ее разделов.

В первой главе, сформулированы цель и задачи работы. Описывается проблема формирования схемных технических решений МАКСА. Задача выбора схемного решения спускаемого аппарата относится к проектным задачам высокого уровня, когда определяется облик исследовательского космического аппарата в целом.

К этим особенностям нужно отнести прежде всего: схемы экспедиции; структурные схемы разрабатываемого объекта и его систем; схемы спуска; схемы ввода; схемы расположения спускаемого аппарата на базовом аппарате; схемы разделения; схемы функционирования (траекторные операции); схемы интерфейсов с другими аппаратами экспедиции, и т.д.

Задача выбора схемных решений и основных проектных параметров систем торможения МАКСА может быть сформулирована следующим образом:

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:

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

Одним из ключевых требований к спускаемому аппарату является его конструктивное совершенство, под которым подразумевается отношение массы полезной нагрузки к массе МАКСА. 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.

Ставится задача минимизации массы систем торможения $m_{ТВ}$ спускаемого аппарата.

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

Методика заключается в том, чтобы исходя из условий эксплуатации и назначения МАКСА, выбрать наиболее приемлемые варианты схемных решений, с целью обеспечения минимальных массовых характеристик систем торможения. При этом задаются ограничения на МАКСА, возникающие из условий полета и из задачи экспедиции. Например, ограничения, налагаемые на траекторию спуска, такие как: ограничения по допустимой перегрузке, тепловым потокам, скоростному напору при вводе парашютных систем и др.

Кроме того, поиск наилучших параметров МАКСА определяется при исследовании траекторий спуска при экстремальных условиях, а также с помощью вероятностных методов например, метода эквивалентных возмущений (метод Доступова).

Алгоритм исследования рассматривается в следующем виде:

1. Проводится анализ вариантов схемных решений МАКСА.
2. Формируется концепция облика МАКСА, которая включает предварительные оценки массо-габаритных 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.

В схемных решениях МАКСА представляется возможным выделить следующие основообразующие признаки, позволяющие определить количество вариантов взаимосвязанных схемно-технических решений МАКСА: тип (характер, класс) спускаемого аппарата; характер полезной нагрузки (ПН); геометрию МАКСА; конструкцию МАКСА; применяемые материалы; расположение МАКСА в составе служебного модуля и его конструкции; тип системы торможения; тип систем разделения; масса ПН; масса МАКСА; способ полета в атмосфере, аэродинамическое качество; условия входа в атмосферу; момент ввода систем торможения в действие; момент ввода в действие и условия ввода дополнительных средств торможения; используемые тормозные устройства, чередование участков спуска; расположение средств торможения в МАКСА. Алгоритм исследования приведен на рис 1.



Рис. 1 Алгоритм исследования схемных технических решений

Когда говорят о малых космических аппаратах, то первым признаком обычно называется его масса как наиболее близко ассоциируемая с понятием «малый». Приводятся массы от тонны до десятков граммов. В работе также, на основе условной международной классификации МКА, предлагается аналогичная классификация по массе для малых автоматических космических спускаемых аппаратов (таблица 1). Для получения классификации было проведено сравнение массы различных космических спускаемых аппаратов, возвращаемых аппаратов, и т.п., распределение которых показывается на рис. 2.

Таблица 1
Классификация малых СА по массе

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

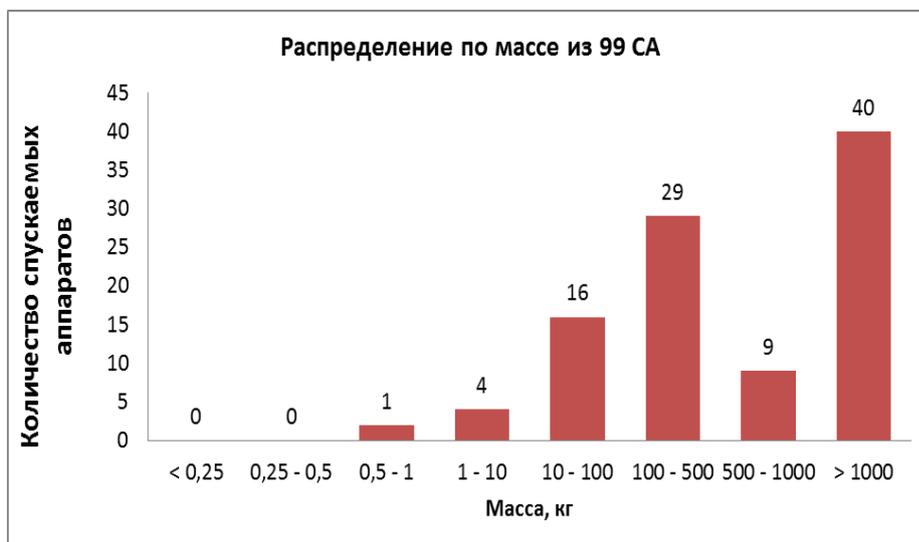


Рис. 2 Распределение СА по массе

В работе проводится анализ входа в атмосферу и схемы спуска МАКСА в атмосферах планет и Земли. Выделяется ряд этапов спуска в атмосфере. На каждом этапе полета МАКСА представлены основные параметры, возмущения и ограничения.

Для МАКСА, в первую очередь, рассматриваются схемы экспедиции, с выходом КА на орбиту Земли и его последующего возвращения на поверхность (рис. 3).

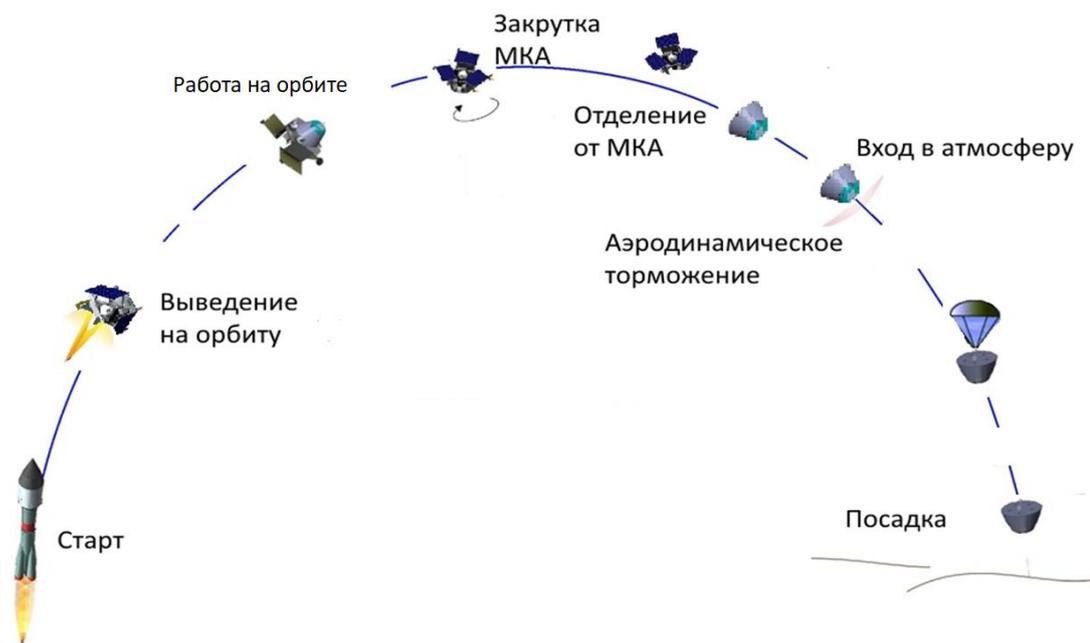


Рис. 3 Схема выведения на орбиту и спуска МАКСА в атмосфере Земли.

Торможение МАКСА в атмосфере может быть совершено разными способами; среди которых можно назвать:

1. баллистический спуск без применения дополнительного тормозного устройства;
2. торможение с использованием парашютной системы (ПС);
3. торможение с надувным тормозным устройством (НТУ);
4. торможение МАКСА с роторным тормозным устройством (РТУ);
5. Спуск в атмосфере с аэростатной системой на конечном этапе.

Выделяются три основные части, систем МАКСА - МКА: базовая унифицированная космическая платформа, малый спускаемый аппарат, блок отделение МАКСА от МКА (рис. 4).

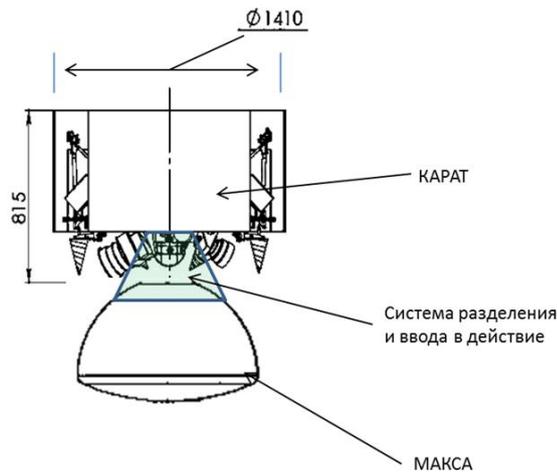


Рис. 4 Расположение МАКСА на УКП «КАРАТ»

В качестве базовой платформы была выбрана унифицированная космическая платформа (УКП) «КАРАТ», разработанная НПО им. С.А. Лавочкина предназначенная для создания на её базе микроспутников различного назначения.

Во второй главе сформированы математические модели, обеспечившие решение поставленной задачи. Кроме того, рассмотрены вопросы оценки проектных параметров с учетом неопределенности внешних условий и исходных данных. Особое внимание при разработке моделей было уделено этапу торможения с помощью парашютной системы и с НТУ. При выборе конструктивно-компоновочных решений учитываются массовые и габаритные ограничения. В качестве массовых параметров рассматривается отношение массы полезной нагрузки к массе МАКСА. Формируются модель движения МАКСА, аэродинамические модели, тепловые модели, конструктивно-прочностные модели.

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

$$m_{СИСТ} = m_{МКА} + m_{МАКСА} + m_{СР}.$$

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

$$\mu_{МАКСА_к} = \frac{m_{МАКСА_к}}{m_{МАКСА_0}} = \mu_{ПН} + \mu_{КОНСТ}^* + \mu_{ТЗП}^* + \mu_{ТУ}^* + \mu_{БКУ} + \mu_{СЭП} + \mu_{ССВ},$$

где $\mu_{ПН} = \frac{m_{ПН}}{m_{МАКСА_0}}$ - относительная масса полезной нагрузки;

$\mu_{КОНСТ}^* = \frac{m_{КОНСТ} - \Delta m_{КОНСТ}}{m_{МАКСА_0}}$ - относительная масса конструкции МАКСА;

$\mu_{ТУ}^* = \frac{m_{ТУ}^*}{m_{МАКСА_0}}$ - относительная масса тормозного устройства и системы посадки;

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

$$\mu_{T_3}^* = \frac{m_{T_3} - \Delta m_{T_3}}{m_{\text{МАКСА}_0}} - \text{относительная масса системы теплозащиты};$$

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

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

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

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

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

$$\mu_{\text{ПН}} = \frac{m_{\text{ПН}}}{m_{\text{МАКСА}_0}}.$$

Анализ соотношения между массой различных малых спускаемых космических аппаратов и массой их полезной нагрузки показал, что масса полезной нагрузки и научной аппаратуры составляет от 13% до 40% от общей массы аппарата в зависимости от системы. Для малых СА с жесткими аэродинамическими экранами (ЖАЭ) масса полезной нагрузки составляет около 13% от общей массы КА и достигает 25%; для МАКСА с надувным тормозным устройством (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.

Максимальный диаметр МАКСА ограничивается максимальным диаметром ракетносителя и характеристиками базовой платформы. Оценка диаметра МАКСА была получена при анализе диаметра различных спускаемых аппаратов с ЖАЭ и с НТУ. Для СА с ЖАЭ оценка принимает вид $D_{\text{СА}} = 0,1482(m_{\text{СА}})^{0,4152}$. В случае НТУ, оценка диаметра дополнительного надувного тормозного устройства (ДНТУ) имеет вид $D_{\text{ДНТУ}} = 0,0033(m_{\text{СА}}) + 1,9163$; а оценка диаметра основного надувного тормозного устройства (ОНТУ) равна $D_{\text{ОНТУ}} = 0,0062m_{\text{СА}} + 2,9434$.

Принимая массу МАКСА $m_{\text{МАКСА}} = 60 \text{ кг}$, оценка диаметра ЖАЭ составляет $D_{\text{ЖАЭ}} = 0,8 \text{ м}$. 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 $D_{\text{ДНТУ}} = 3,12 \text{ м}$.

Для проведения исследований с целью выявления основных закономерностей целесообразно использовать систему уравнений, записанных при следующих упрощающих допущениях: гравитационное поле Земли – центральное; поверхность Земли – сфера радиуса $R_{\text{пл}} = 6371,1 \text{ км}$; атмосфера Земли имеет некоторую условную границу $h_{\text{вх}} = 120 \text{ км}$; все силы, действующие на МАКСА, приложены к его центру масс; спуск аппарата происходит под действием только силы веса G и аэродинамической силы R ; Угол атаки $\alpha = 0$; движение около центра масс не рассматривается. В качестве вертикального профиля ветра были использованы данные соответствующие ГОСТ Р53460-2009

Уравнения движения описываем следующим образом:

$$\begin{aligned}\dot{V} &= -g \sin \theta - \frac{R_x}{m} - \dot{W} \cos \theta \\ \dot{\theta} &= -\frac{g \cos \theta}{V} + \frac{V \cos \theta + W}{R_3 + h} - \frac{\dot{W} \sin \theta}{V} \\ \dot{h} &= V \sin \theta \\ \dot{L} &= \frac{R_3 (V \cos \theta + W)}{R_3 + h} \\ \dot{W} &= \frac{dW}{dh} \frac{dh}{dt} = \frac{dW}{dh} V \sin \theta\end{aligned}$$

h - высота полета; L - дальность, V – скорость, θ – угол наклона траектории, W – вертикальный профиль ветра.

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_{Π} – коэффициент сопротивления парашюта; F_{Π} – 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.

Сформулирована модель парашютной системы. Важным параметром, который определяет прочность парашюта, является скоростной напор набегающего потока $q_{\Pi} = q(h_{\Pi})$. Где высота ввода (h_{Π}) тормозного парашюта принимается при числах Маха $1 < M < 2$, а для основного парашюта при $M < 0,5$.

В данной работе рассматривается парашют типа DiskGapBand (DGB) (диск-щель-кольцо) для тормозного и основного парашюта. Для таких парашютов коэффициент сопротивления принимается (C_{Π}) от 0,52 до 0,58. В данной работе был принят равным $C_{\Pi} = 0.55$.

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 строп парашюта на всю длину. В этой работе, 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 – ввод основного парашюта и вытягивание строп парашюта на всю длину. Сброс тормозного парашюта.

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

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

Наполнение купола парашюта моделируется «расширенным методом Пфанца Лудтке».

Максимальные нагрузки, действующие на парашют, определяются в зависимости от характеристик парашюта

$$R_{\Pi_max} = C_K C_{\Pi} F_{\Pi} q_{\Pi}.$$

Откуда площадь купола тормозного парашюта (ТП) можно найти по формуле:

$$F_{\Pi} = \frac{R_{\Pi_доп}}{C_K C_{\Pi} q},$$

здесь C_K – коэффициент динамичности, который зависит от конструкции купола и определяет максимальную нагрузку на парашюте, $R_{\Pi_доп}$ – допустимая нагрузка, действующая на парашют.

Номинальный диаметр парашюта

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

Для определения массы парашюта воспользуемся соотношением массы парашюта и номинального диаметра парашюта $m_{\Pi} = 1,1649 D_0^{1,539}$.

Установившаяся скорость спуска на парашютной системе V_y вычисляется по формуле:

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

$m_{СИСТ}$ – масса парашютной системы и МАКСА.

Изменения эффективной площади сопротивления во времени можно аппроксимировать

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

j – коэффициент роста площади сопротивления, в данной работе $j=6$.

Время наполнения купола парашюта (t_f) выражается следующим образом:

$$t_f = \frac{nD_0}{V_0}$$

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

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

Процесс наполнения парашюта может проходить в двух режимах. Первый режим называется «бесконечная масса». Это означает, что в процессе наполнения парашюта, скорость спуска остается относительно постоянной. Второй режим называется «конечная

масса». Это термин используется для описания случаев, когда изменение скорости во время наполнения парашюта значительно. Переход от конечной массы к бесконечной массе можно определить с помощью баллистического параметра парашюта A .

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

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

При $\theta = 0$ (θ - 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:

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

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

где X_1 – постоянный коэффициент динамичности в режиме бесконечной массы, который определяется в зависимости от характеристик парашюта.

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 $C_K = C_{K0} + C_1 + C_2$

Алгоритм определения параметров парашюта можно представить в следующем виде (рис. 5)

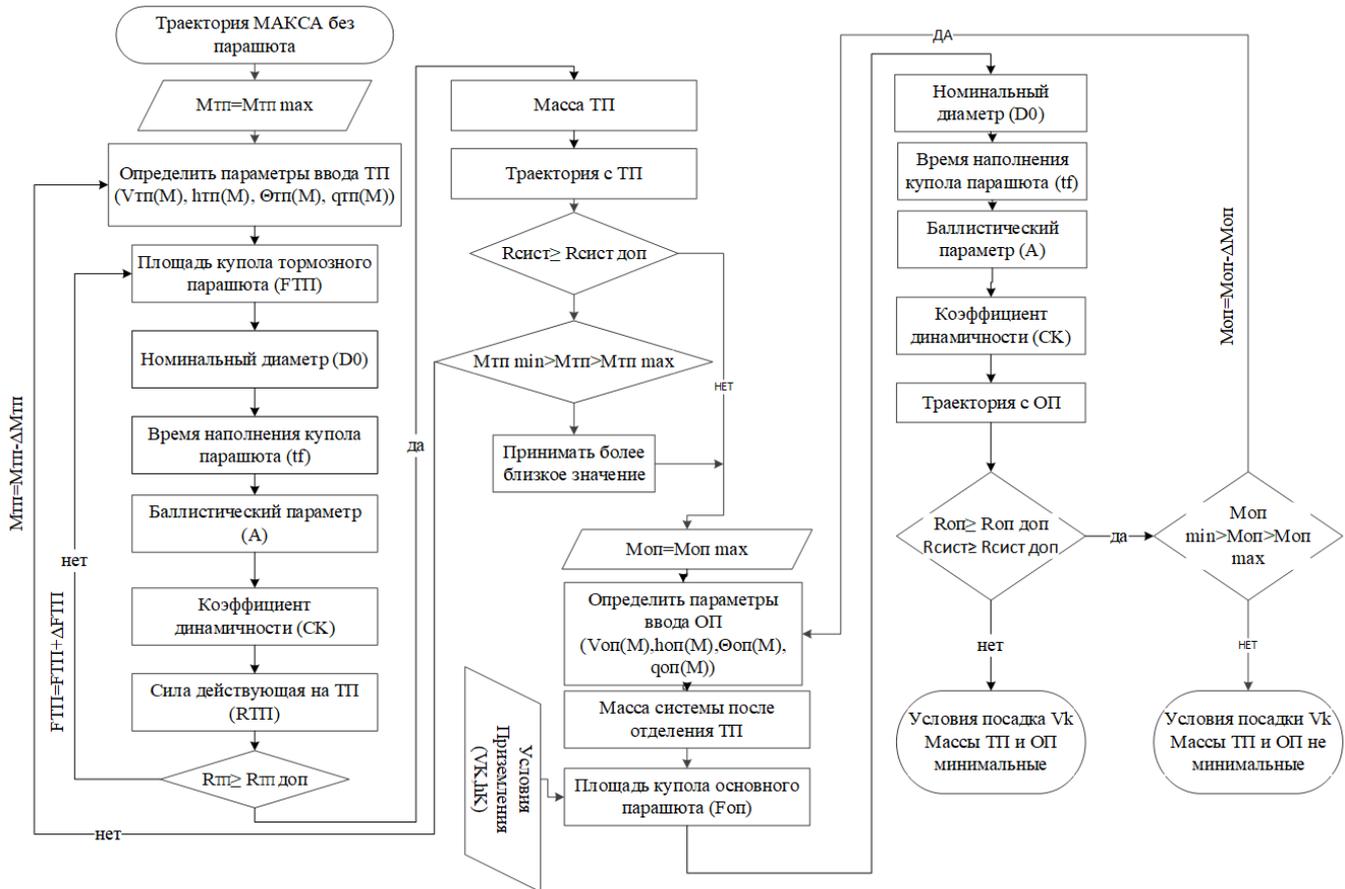


Рис. 5 Алгоритм определения проектных параметров парашютов

Работа теплозащиты с учетом ограничений, накладываемых параметрами МАКСА, достаточно сложная задача. Проблема определения тепловых режимов всегда заслуживает экспериментального исследования, однако предварительные расчеты могут быть получены с помощью инженерного метода. Поэтому рассмотрим особенности этого подхода.

Суммарный тепловой поток, действующий на поверхности аппарата, входящего в атмосферу, можно представить в виде:

$$\dot{Q}_{\Sigma} = \dot{q}_{кон} + \dot{q}_{рад},$$

где $q_{кон}$ - конвективный тепловой поток; $q_{рад}$ - радиационный тепловой поток.

Конвективный тепловой поток в критической точке может быть определен по формуле:

$$\dot{q}_{конв} = \frac{c}{\sqrt{r_n}} (\rho_{\infty})^n (V)^m \left[\frac{Вт}{м^2} \right].$$

где c, n, m – некоторые постоянные, зависящие от типа течения и от свойств газа; r_n – радиус притупления носка аппарата. V - скорость полета МАКСА; ρ_{∞} - плотность атмосферы на высоте полета.

Расчет радиационного нагрева в зоне затупления предлагается вычислять по следующему выражению

$$\dot{q}_{рад} = A \sqrt{r_n} (\rho_{\infty})^n \left(\frac{V}{1000} \right)^m \left[\frac{ккал}{м^2 с} \right].$$

Интегрированный конвективный тепловой поток в точке торможения во время полета задается как

$$Q = \int_{t_0}^{t_f} \dot{q} dt.$$

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

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

Расчет изменения давления торможения p_0 по траектории спуска проводится с помощью уравнения Гюгонио в виде:

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

Максимальный тепловой поток обычно определяет диапазон возможных материалов тепловой защиты, а интегрированная тепловая нагрузка определяет толщину и, следовательно, массу теплового экрана.

Показана зависимость между общим тепловым потоком и массовой долей ТЗП:

$$m_{ТЗП} / m_{СА} = 0.091 Q^{0.51575}$$

Алгоритм исследования тепловой защиты МАКСА приводится на рис. 6

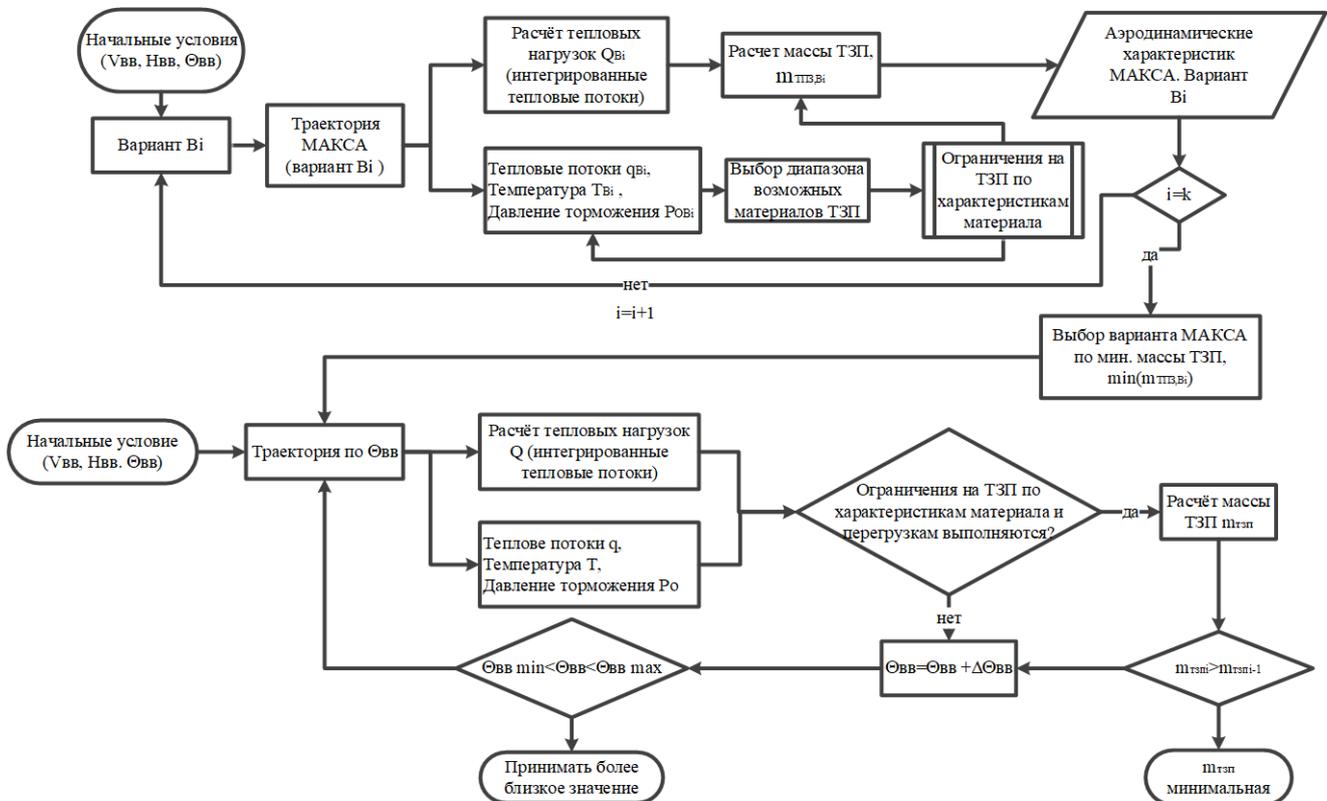


Рис. 6 Алгоритм исследования тепловой защиты МАКСА

Модель в экстремальных условиях. Расчеты проектных параметров проводились из экстремальных (наихудших) условий, когда отклонение каждого параметра бралось таким, что проводило 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.

Вероятностные модели оценки проектных параметров. Наиболее универсальным методом вероятностного анализа динамических систем 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 (МЭВ), нашедший широкое практическое применение в технике для приближенного вероятностного анализа состояния систем.

Данный метод применяется для статистического анализа нелинейных динамических систем, математическое описание которых может быть представлено в виде

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

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 -нелучайные нелинейные функции; t - время.

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

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

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.

Сущность этого метода заключается в том что, вместо случайных параметров V_r , заранее рассчитываются неслучайные величины $\xi_{r_k, s}$, называемые эквивалентными возмущениями. Эти эквивалентные возмущения складываются с математическими ожиданиями или вычисляются из них, и при этих значениях параметров вычисляется значение функции Y_s . Затем, формулируются искомые вероятностные характеристики

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

$$M[Y^n] \approx \sum_{s=1}^N \alpha_s y_s,$$

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

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

Точность метода определяется порядком принятой аппроксимации, а объем необходимых расчетов зависит от степени q аппроксимирующего полинома и числа m возмущений.

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

Возмущения на участке основного аэродинамического торможения

y_1	$\theta_{ex} = -5^\circ$	$\pm\Delta\theta_{ex} = \pm 0.33^\circ$
y_2	$V_{ex} = 7200 \text{ м/с}$	$\pm\Delta V_{ex} = \pm 100 \text{ м/с}$
y_3	$h_{ex} = 120000 \text{ м}$	$\pm\Delta h_{ex} = \pm 500 \text{ м}$
y_4	C_x	$\pm\Delta C_x = \pm 0.03$
y_5	W – среднегодовое значение скорости зонального ветра (ГОСТ Р53460-2009)	$\pm\Delta W$ – среднеквадратическое отклонение зонального ветра

Таблица 3

Возмущения на участке торможения под парашютом

y_1	θ_{ee}	$\pm\Delta\theta_{ee}$
y_2	V_{ee}	$\pm\Delta V_{ee}$
y_3	h_{ee}	$\pm\Delta h_{ee}$
y_4	C_x	$\pm\Delta C_x$
y_5	$C_{п}=0,55$	$\pm\Delta C_{п}$
y_6	W – среднегодовое значение скорости зонального ветра (ГОСТ Р53460-2009)	$\pm\Delta W$ – среднеквадратическое отклонение зонального ветра

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.

В работе проведены расчеты для различных геометрических конфигураций лобового экрана и корпуса МАКСА. Для каждого варианта был получен коэффициент сопротивления в зависимости от чисел маха ($M = 15, 10, 4, 1, 0.5, 0.25$).

Показывается, что время полета в атмосфере зависит от угла входа – чем меньше угол входа, тем больше время спуска. В данном случае при $\theta_{вх} = -3$ время спуска равно 482

сек, а для $\theta_{вх}=-15$ равно 333 сек. Это оказывает влияние на интенсивность и длительность перегрузок, на тепловые потоки.

Перегрузки, скоростной напор, сила сопротивления сильно возрастают при увеличении угла входа в атмосферу. Например, максимальные перегрузки при $\theta_{вх}=-3$ равны 12,56 ед. при $\theta_{вх}=-15$ равны 37,67 ед. В свою очередь, значения тепловых потоков, температуры торможения, давлений торможения, значительно уменьшаются при малых углах входа. Но действия этих потоков длятся больше времени. Кроме того, тепловые потоки, полученные при расчетах показывают, что для МАКСА абляционные материалы теплозащитной системы 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. В зависимости от выбранного материала, определяются ограничения на тепловой поток, температуру и давление торможения.

Тепловые нагрузки позволяют получить предварительные оценки массовой доли ТЗП, результаты, которых показаны в таблице 4 при $h_{вх}=120\text{км}$, $V_{вх} 7200\text{м/с}$, $\alpha = 0$, $R_x=128,85$, $R_{нос}=0,84$, $m_{МАКСА}=60\text{кг}$, и $\theta_{вх}=[-3,-5,-10,-15]$ град

Таблица 4
Оценка массовой доли ТЗП

$\theta_{вх}$	Q (МДж/м ²)	$m_{ТЗП}/m_{СА}$ [%]	Масса ТЗП [кг]	n_x [ед.]	T [К]	P_0 [атм]	\dot{q} [Вт/м ²]
3	66,02	8,49	5,10	11,55	2185	0,24	1033422
5	57,27	7,89	4,74	14,76	2262	0,31	1187260
10	43,92	6,88	4,13	25,30	2417	0,51	1549134
15	36,76	6,28	3,77	37,12	2536	0,73	1875862

Расчеты показали что, массовая доля ТЗП будет минимальной при $\min Q$. Из таблица 4 видно, что с учетом ограничения на перегрузку $n_x < 20$, по температуре стенки $T < 2300\text{К}^\circ$, на тепловой поток $\dot{q} < 1200\text{Вт}$, и по давлению торможения $P_0 < 1\text{атм}$, $\min Q$ достигается при угле $\theta_{вх}=-5$, откуда $m_{ТЗП}/m_{МАКСА} \approx 7,89\%$, где масса тзп составляет $m_{ТЗП} \approx 4,74\text{кг}$.

Приводятся расчеты параметров тормозного и основного парашютов при углах входа МАКСА в атмосферу равных -3,-5,-10,-15 град. Расчеты показали, что минимальная площадь ТП равна 1.41 м², массой 1.82 кг; минимальная площадь ОП равно 12.08 м², массой 9.54 кг во всех случаях. При увеличении угла входа МАКСА, скорость и высота при которой вводится ТП уменьшаются. Ввод тормозного парашюта при угле входа МАКСА равном 5 град производится при $M=1,72$ на высоте 29.3км, а для основного парашюта $M=0,16$ на высоте 11,17км.

Проводились расчеты массовой доли ТЗП при экстремальных условиях а также с использованием метода эквивалентных возмущений. Составляем расчеты выбора проектных параметров из экстремальных (наихудших) условий, когда отклонение каждого параметра бралось таким что, проводило к более тяжелым условиям. Исходные данные по первому и второму методу показаны в таблица 5.

Таблица 5
Начальные условия

Параметр	Номинальная	Экстремальная		МЭВ	
			$\pm\Delta$	м. о.	с. к. о. ($\pm\sigma$)
m [кг]	60	60	0	60	0
V _{ВХ} [м/с]	7200,00	7300	100	7200	33
Θ _{ВХ} [°]	-5,00	-4,00	1	-5,00	0,33
H _{ВХ} [м]	120000	121500	1500	120000	500
W[м/с]	ном.	макс.	макс	ном.	макс/ мин
C _х	1,21	1,12	0,09	1,21	0,03

Полученные результаты показаны в таблица 6

Таблица 6
Расчеты при экстремальных условиях и методом Доступова

Параметр	Номинальная траектория	Экстремальная траектория	МЭВ		
			макс	м. о.	с. к. о. ($\pm\sigma$)
n _х [ед.]	14,76	13,04	14,77	0,61	16,60
q [Па]	18572,75	17675,46	18597,99	920,57	21357,99
Q [МДж/см ²]	57,27	66,84	57,32	1,65	62,27
\dot{q} [Вт/м ²]	1187259,51	1187168,67	1187476,05	31901,10	1283179,35
T [К]	2261,84	2261,79	2261,79	15,20	2307,39
P ₀ [атм]	0,31	0,29	0,31	0,014	0,35
m _{ТЗП} [кг]	4,74	5,13	4,74	0,070	4,95

Результаты показывают что, весовой выигрыш на ТЗП при вероятностном подходе составит до 4%.

В аналогичной форме что, и для выбора проектных параметров ТЗП, проводим выбор проектных параметров парашютной системы при экстремальных условиях и методом Доступова. Исходные данные в этом случае показаны в таблица 7.

Таблица 7
Начальные условия ввода ПС при экстремальных условиях и методом Доступова

Параметр	Номинальная	Экстремальная		МЭВ	
			$\pm\Delta$	м. о.	с. к. о. ($\pm\sigma$)
m [кг]	60	60	0	60	0
V _{ВХ} [м/с]	7200,00	7300	100	7200	33
Θ _{ВХ} [°]	-5,00	-4,00	1	-5,00	0,33
H _{ВХ} [м]	120000	121500	1500	120000	500
W[м/с]	ном.	макс.	макс	ном.	макс/ мин
C _х	1,21	1,12	0,09	1,21	0,03
C _п	0,55	0,46	0,09	0,55	0,03

В таблица 8 приводится суммарная масса парашютной системы и масса ТЗП по рассматриваемым методам.

Таблица 8

Масса ТЗП и масса ПС Параметры ввода ТП при экстремальных условиях и методом Доступова

Масса системы [кг]	Номинальная траектория	Экстремальная траектория	Метод Доступова с.к.о. ($\pm \sigma$)
$m_{\text{ТЗП}}$	4,74	5.13	$4,737 \pm 0,07$
$m_{\text{ТП}}$	0.20	0.22	$0,199 \pm 0,009$
$m_{\text{оп}}$	4.78	5.63	$4,790 \pm 0,24$
Суммарная масса ПС	4.98	5.84	$4,988 \pm 0,25$
Суммарная масса ПС + ТЗП	9.17	10.97	$9,725 \pm 0,32$

Результаты показывают, что весовой выигрыш на ПС при вероятностном подходе составит до 2%. Суммарный выигрыш в системе путем использования метода Доступова составляет 3 % по сравнению с экстремальной траекторией.

В четвертой главе обобщены, особенности проектирования малых спускаемых аппаратов в международной кооперации.

Российские программы космических исследований с использованием МАКСА. К особенностям проектирования и экспериментальной отработки в международной кооперации относятся:

- Высокая культура проектно-конструкторских работ, приводящая к минимизации массово-габаритных характеристик;
- Смелое использование передовых научно-технических идей;
- Разработка и внедрение идей, опережающих время;
- Тщательная наземная отработка конструкции с высоким уровнем моделирования реальных условий эксплуатации.

Необходимо отметить, что на сегодняшний день космической деятельностью занимаются многие развивающиеся страны. Сегодня такие страны, как Бразилия, Мексика, Боливия, Перу, Колумбия, Аргентина и Венесуэла, осуществляют различные проекты, в основном связанные с разработкой микро спутников. С главной целью сбора опыта и подготовки кадров в области космонавтики.

Из предыдущих обсуждений видно, что в настоящее время в странах Латинской Америки интенсивно развивается интерес в развитии космической техники. Что позволяет говорить о больших перспективах для развития сотрудничества с этими странами.

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; и б) создание и укрепление человеческого и технического потенциала, в частности потенциала по разработке платформ телекоммуникационных и научных спутников

В первоначальные планы Мексиканского космического агентства (АЕМ), так же входит исследование космоса, доставка грузов и экипажей на МКС, запуск спутников. Кроме того, Мексика занимает передовые позиции в области коммерческих авиационных исследований, и ее опыт в аэронавтике можно использовать для наращивания технического потенциала в области разработки космической техники

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.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Проведен анализ особенностей схемы функционирования малых спускаемых аппаратов в Земных условиях. Выделены схемотобразующие признаки МАКСА, основные проектные параметры средств пассивного аэродинамического торможения в атмосфере и наиболее влияющие возмущающие факторы на формирование схемных решений малых автоматических космических спускаемых аппаратов на ранних стадиях проектирования.

2. Разработана методика формирования 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. Разработаны алгоритмы и программа расчета основных проектных параметров МАКСА. 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 космических и автоматических космических спускаемых аппаратов, особенно, с развивающимися в космических исследованиях странах и, в частности, в сотрудничестве с Мексиканским Космическим Агентством.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в изданиях из рекомендованного ВАК Минобрнауки России перечня:

1. 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.
2. В.А. Воронцов, Торрес Санчес Карлос Херардо Особенности выбора схемно-технических решений малых космических спускаемых аппаратов «Научно Технический Вестник Поволжья» 2014, № 6, с. 4-9.
3. В.А. Воронцов, Торрес Санчес Карлос Херардо Оценка проектных параметров малого спускаемого аппарата с учётом неопределенности исходных данных. // Труды МАИ. 2018. № 101.

Публикации в других научных изданиях:

4. Торрес Санчес К.Х., Воронцов В.А., Формирование схемно-технических решений малоразмерных автоматических космических спускаемых аппаратов // Тезисы докладов конференции 17-ой Международной конференции «Системный анализ, управление и навигация», Г. Евпатория, 2012 г.
5. Торрес Санчес К.Х., Воронцов В.А., Предложения новых схемно-технических решений малоразмерных автоматических космических спускаемых аппаратов// Тезисы докладов Научном чтении памяти К. Э. Циолковского, Калуга 2012 г.
6. Torres Sanchez Carlos Gerardo, Vorontsov V.A. Assessment of the possibility of using the developed heritage of Martian mini descent vehicles in Earth conditions // 3rd International Conference Space Economy in the Multipolar World, 2012 (SEMWO 2012) Литва, 2012г.
7. Торрес Санчес К.Х., Воронцов В.А., Оценка возможности разработки малогабаритного спускаемого аппарата на основе универсальной космической платформы // Тезисы докладов XXXVII Академические чтения по космонавтике, им. академика С. П. Королева. МГТУ им. Н. Э. Баумана. Москва, 2013 г.
8. Торрес Санчес К.Х., Воронцов В.А Формирование требований к малоразмерным автоматическим космическим спускаемым аппаратам // Тезисы докладов XVIII Международной конференции «Системный анализ, управление и навигация» Евпатория, 2013 г.
9. Торрес Санчес К.Х., Воронцов В.А Схемно-технические решения перспективных малоразмерных автоматических космических спускаемых аппаратов // Тезисы докладов Научном чтении памяти К.Э.Циолковского, Калуга, 2013г.
10. Torres Sanchez Carlos Gerardo, Vorontsov V.A About the formation of unmanned small space re-entry vehicles // 64 Международной астронавтической конгресс, Международная астронавтическая федерация. Китай, 2013 г.
11. Торрес Санчес К.Х., Воронцов В.А Проблемные вопросы формирования схемно-технических решений малогабаритных спускаемых аппаратов.// Тезисы докладов XXXVIII Академические чтения по космонавтике, им. Академика С. П. Королева. МГТУ им. Н. Э. Баумана. г. Москва, 2014г.
12. Торрес Санчес К.Х., Воронцов В.А Формирование требований к малоразмерным автоматическим космическим спускаемым аппаратам // Тезисы докладов 13ой Международной конференции «Авиация и космонавтика»,г. Москва, 2014г.

13. Воронцов В.А, Торрес Санчес К.Х., Предложение по классификации малых автоматических космических спускаемых аппаратов // Тезисы докладов 13ой Международной конференции «Авиация и космонавтика», Москва, 2014г.
14. Торрес Санчес К.Х., Воронцов В.А Концепции выбора проектных решений малого спускаемого аппарата // Тезисы докладов XXXIX Академические чтения по космонавтике, им. Академика С. П. Королева. МГТУ им. Н. Э. Баумана. Москва, 2015 г.
15. Торрес Санчес К.Х., Воронцов В.А Влияние вероятностного характера внешних условий и проектных параметров на массовые характеристики малых космических спускаемых аппаратов // Тезисы докладов XXIII Международной конференции «Системный анализ, управление и навигация» Евпатория, 2018 г.
16. Торрес Санчес К.Х., Воронцов В.А Анализ выбора проектных параметров малых автоматических спускаемых аппаратов с учётом возмущающих факторов// Тезисы докладов Научном чтении памяти К.Э.Циолковского, Калуга, 2018г.