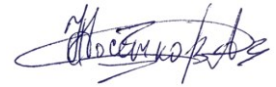


На правах рукописи



Косенкова Анастасия Владимировна

**МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ МАНЕВРЕННОГО ПОСАДОЧНОГО
АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТЬ ВЕНЕРЫ**

05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов

Автореферат диссертации
на соискание ученой степени кандидата технических наук

Москва – 2021

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана)

Научный руководитель д.т.н.
Миненко Виктор Елисеевич

Официальные оппоненты: Грушевский Алексей Васильевич,
д.ф.-м.н.,
федеральное государственное учреждение «Федеральный исследовательский центр институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук», главный научный сотрудник

Любимов Владислав Васильевич,
д.т.н., доцент,
федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», заведующий кафедрой высшей математики, кафедра динамики полета и систем управления, профессор

Ведущая организация федеральное государственное бюджетное учреждения науки ордена Ленина и Ордена Октябрьской Революции Институт геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского Российской академии наук, г. Москва

Защита диссертации состоится 24 февраля 2022 года в 12:00 часов на заседании диссертационного совета Д212.125.10, федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Волоколамское ш., д. 4, г. Москва, А-80, ГСП-3, 125993

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=162113

Автореферат разослан «___» _____ 20__ г.

Ученый секретарь диссертационного совета, к.т.н., доцент



Денискина Антонина Робертовна

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования.

В настоящее время после длительного перерыва вновь рассматриваются проекты для продолжения исследований планеты Венера.

Основной причиной для изучения Венеры является тот факт, что ее характеристики близки к земным, и ее изучение представляет интерес не только с точки зрения фундаментальной науки, но и с точки зрения сравнительной планетологии: изучение Венеры может помочь в понимании эволюции атмосферы и климата на Земле.

Несмотря на успешную работу многих космических аппаратов, отправленных к Венере, фундаментальные задачи, связанные с происхождением и эволюцией Венеры, ее атмосферы и климата остаются нерешенными, и их нельзя решить на основе наблюдений только с орбиты. Необходимы прямые измерения в атмосфере и на поверхности с использованием атмосферных и посадочных аппаратов.

Так, американское и европейское космические агентства на данный момент работают над научными программами различных миссий к Венере таких, как «Venus Flagship», «VERITAS», «DAVINCI+», «Venus Mobile Explorer» и «EnVision». В России прорабатывается концепция миссии «Венера-Д». Проекты «Венера-Д», «Venus Flagship», «Venus Mobile Explorer» и «DAVINCI+», помимо прочих элементов миссии, предполагают наличие посадочного аппарата (ПА) для проведения измерений у поверхности планеты.

При этом наибольший интерес для ученых представляют только определенные участки поверхности планеты, которые будут определены в соответствии с приоритетностью проведения экспериментов на поверхности. Известно, что все советские аппараты совершали посадки в низких широтах: от $+30^\circ$ до -30° . В настоящее время для научного сообщества важной задачей является расширение охвата посадочных зон и достижение требуемых районов посадки без переноса дат запуска и уменьшения массы полезной нагрузки в рамках существующих программ.

Поэтому актуально спроектировать такой ПА, который способен осуществить маневренный спуск и обеспечить выполнение задачи посадки в запланированную область поверхности Венеры.

Степень разработанности темы исследования.

При разработке методики проектирования маневренного ПА на поверхность Венеры обобщается известный практический опыт организаций и предприятий Федерального космического агентства (ГК «Роскосмос»): АО «НПО Лавочкина», ПАО РКК «Энергия», АО «ЦНИИМаш», АО «Корпорация «ВНИИЭМ», а также ФГУП «ЦАГИ», академических институтов фундаментальных, поисковых и

прикладных исследований по различным направлениям космической науки и техники таких, как ИКИ РАН, ГЕОХИ РАН и ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, учитываются результаты работ объединенной научной группы (ОНРГ) ИКИ РАН/Роскосмос – НАСА по проработке совместной миссии к Венере на основе проекта «Венера-Д», в том числе результаты научных исследований группы VEXAG (Venus Exploration Analysis Group), куда входят специалисты центров НАСА, Лаборатории реактивного движения и центра им. Гленна, университетов и исследовательских центров.

Среди работ, касающихся исследования аэродинамических характеристик спускаемых аппаратов, стоит упомянуть значительный вклад Н.Ф. Краснова, В.В. Лунева, А.Г. Решетина, К.А. Стекениуса, Н.Х. Кемпа, Ф.Р. Риддела и других отечественных и зарубежных ученых. Эти труды используются в работе в качестве основы для разработки прикладной методики расчета с целью оперативного получения аэродинамических характеристик ПА произвольной формы. Вопросы баллистики спуска и маневрирования изложены в трудах Ю.Г. Сихарулидзе, В.А. Ярошевского, К.Б. Алексеева, Г.Г. Бебенина и др., в настоящее время результаты баллистического проектирования полетов к Венере и оценки области достижимых районов посадки можно найти в трудах Н.А. Эйсмонта, А.В. Грушевского, А.Г. Тучина, Д.А. Тучина, Ю.Ф. Голубева, В.В. Корянова и др. Результаты этих работ использовались в диссертации для проведения верификации расчетов, а также для проведения сравнения результатов расчетов для аппаратов различных типов. Тепловое проектирование отражено в работах С.Т. Суржикова, М.П. Шувалова, П.В. Никитина, Ю.В. Полежаева, Ф.Б. Юревича и др., теоретические основы которых использовались в работе при предложении инженерного метода расчета теплового нагружения ПА вдоль траектории его спуска.

Анализ работ в области проектирования и компоновки космических аппаратов различного назначения показал, что несмотря на наличие большого объема трудов и достигнутый уровень исследований по отдельным направлениям, касающимся аэродинамического, баллистического и теплового проектирования, рассмотрение вопроса комплексного проектирования аппарата остается актуальным, в особенности в части разработки ПА на поверхность Венеры.

Приведенная в диссертационной работе методика проектирования маневренного ПА на поверхность Венеры характеризуется комплексностью и рассматривает все указанные выше вопросы в совокупности с проведением оптимизации формы ПА по таким критериям как минимальная перегрузка, действующая на аппарат в процессе спуска в атмосфере, и максимальная широта

охвата в условиях имеющихся ограничений, накладываемых особенностями подлета к Венере.

Цели и задачи исследования.

Цель – разработать комплексную методику проектирования в части структурно-параметрического анализа характеристик посадочного аппарата для осуществления маневренного спуска в атмосфере Венеры и достижения требуемых районов посадки.

Для выполнения поставленной цели потребовалось решение следующих **основных задач**:

1. Анализ посадочных аппаратов осуществленных миссий на Венеру.
2. Рассмотрение вариантов аэродинамических форм ПА для осуществления маневренного спуска на поверхность Венеры с указанием их преимуществ и недостатков.
3. Проведение сравнительного анализа форм ПА в части маневренности, массо-габаритных и аэродинамических характеристик на основе различных сравнительных параметров и критериальных оценок и выбор рациональной формы ПА.
4. Расчет аэродинамических характеристик, баллистических и тепловых режимов спуска предлагаемых вариантов ПА.
5. Разработка программно-вычислительных комплексов по расчету аэродинамических характеристик численным методом и баллистики управляемого спуска ПА различных конфигураций для определения зон посадки.
6. Обоснование применения ПА выбранной аэродинамической формы.
7. Разработка предложений по внешнему облику, конструктивно-компоновочной схеме и определение массо-габаритных характеристик.

Научная новизна исследования.

Научная новизна работы заключается в разработке комплексной методики, позволяющей провести оперативную проектно-конструкторскую оценку форм ПА в части определения массо-габаритных, аэродинамических, баллистических характеристик и тепловых режимов на начальном этапе проектирования.

В диссертации получены следующие новые результаты, выносимые на защиту:

1. Впервые предложено использовать маневренный ПА класса «несущий корпус» для спуска в атмосфере и посадки в заданный район Венеры.
2. Показано увеличение широты охвата посадочных зон и достижение требуемых районов поверхности планеты при использовании аппарата класса «несущий корпус» без необходимости переноса даты запуска и без снижения массы полезного груза.

3. Установлено уменьшение значений максимальных перегрузок при входе в атмосферу Венеры за счет использования аппарата класса «несущий корпус», что позволяет снизить требования к работоспособности научной аппаратуры.

4. Установлено расширение круга задач и исследований за счет способности аппарата класса «несущий корпус» осуществлять управляемый спуск и более длительный полет в атмосфере Венеры по сравнению с аппаратами баллистическими.

Теоретическая и практическая значимость работы.

Теоретическая значимость состоит в комплексном системном подходе к проектированию ПА на основе современных инженерных методик по расчету аэродинамических характеристик, баллистических и тепловых режимов ПА, позволяющих подтвердить проектные решения, принимаемые на начальных стадиях разработки сложных технических систем, к которым относятся и посадочные аппараты.

Практическая значимость состоит в том, что разработанная методика позволяет значительно сократить временные затраты при проектировании ПА на этапе проведения исследовательских и опытно-конструкторских работ.

Установлено, что при выполнении научно-исследовательских работ по теме «Венера-Д» (Phase II report of the Venera-D Joint Science Definition Team) получили внедрение и используются следующие основные результаты, отраженные в акте о внедрении результатов диссертационной работы (в АО «НПО Лавочкина»):

1. Разработанная инженерная методика, удовлетворяющая потребность в оперативной проектно-конструкторской оценке аэродинамических форм посадочного аппарата в процессе оптимизации проектных характеристик на начальном этапе исследований.

2. Разработанные программно-вычислительные комплексы по расчету аэродинамических характеристик численным методом и баллистики управляемого спуска посадочных аппаратов различных конфигураций для определения зон посадки.

3. Разработанная методика экспресс-оценки массовых и объемных характеристик посадочных аппаратов на основе статистических данных по различным типам аппаратов-аналогов, а также с помощью полученных на основе статистического анализа аналитических зависимостей.

Акт о внедрении результатов диссертационной работы (в ГИКЦ МО РФ им. Г.С. Титова) констатирует, что полученные в диссертационной работе результаты, а именно:

- методический подход к проектированию посадочного аппарата с применением разработанных программно-вычислительных комплексов;

прошли практическую отработку и были реализованы:

- при модернизации специального программного обеспечения баллистического центра наземного автоматизированного комплекса управления ГИКЦ МО РФ им. Г.С. Титова в части использования научно-методического аппарата по расчету аэродинамических характеристик численным методом по ньютоновской теории обтекания на гиперзвуковых скоростях;

- в ходе исследования методов оптимизации схем выведения космических аппаратов научного назначения на различные целевые орбиты с использованием перспективных ракет-носителей и разгонных блоков в рамках научно-исследовательской работы «Исследование тенденций развития и путей совершенствования методов и технологий навигационно-баллистического обеспечения (НБО) запуска, управления и применения космических средств, военно-научное обоснование требований к характеристикам НБО и контроль выполнения требований в процессе испытаний и эксплуатации космических средств (шифр НИР «Раунд-2021»)».

Использование и внедрение результатов диссертационного исследования позволило провести расчет траекторий спуска с указанием достижимых районов посадки космического корабля «Союз-МС-17», в том числе с осуществлением бокового маневра.

Рекомендации по внедрению. Результаты данной работы рекомендуются для проведения проектных расчетов при выполнении научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, а также в учебном процессе кафедры СМ1 «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана и др. профильных кафедр соответствующих вузов.

Методология и методы исследования.

В диссертационной работе использован опыт проектных разработок отечественных ракетно-космических организаций, применены основные научные положения методологии системного и процессного подходов (анализ, синтез), основными методами исследования являются метод математического программирования, численный и аналитический методы получения аэродинамических характеристик, метод экспресс-оценки массовых и объемных характеристик ПА на основе статистических данных, оптимизация траектории спуска через многократное решение системы дифференциальных уравнений движения, а также использование инженерного метода для определения теплового режима ПА на атмосферном участке спуска на Венеру.

Положения, выносимые на защиту:

– методика проектирования маневренного ПА, позволяющая на основе системотехнического комплексного анализа ПА в части массо-габаритных, аэродинамических характеристик, а также баллистических и тепловых режимов спуска выбрать наиболее рациональную форму ПА;

– методический подход к проектированию ПА с применением разработанных программно-вычислительных комплексов, позволяющий провести оперативную проектно-конструкторскую оценку уже на начальном этапе проектирования и сократить время проектирования;

– результаты применения разработанной методики, показывающие преимущества использования предлагаемого ПА класса «несущий корпус» с аэродинамическим качеством: увеличение широты охвата посадочных зон и достижение наиболее интересных для изучения районов посадки без необходимости переноса даты запуска и без снижения массы полезной нагрузки, уменьшение значений максимальных перегрузок при входе в атмосферу, осуществление маневров в процессе спуска в атмосфере для достижения требуемого района, а также расширение круга задач и номенклатуры исследований за счет траекторий с многократными погружениями в плотные слои атмосферы и возможности проведения длительного «сканирующего» полета в атмосфере Венеры до момента приземления.

Степень достоверности и апробация результатов.

Достоверность и обоснованность научных результатов и выводов обеспечивается корректным использованием математических методов, сравнением получаемых результатов с известными решениями в данной области, а также четкой формулировкой допущений и условий, в рамках которых проводились расчеты и были получены основные результаты.

Степень достоверности и апробация результатов также подтверждается разработанным документом «Phase II Report: Venera-D: Expanding Our Horizon Of Terrestrial Planet Climate And Geology Through The Comprehensive Exploration Of Venus». Личный вклад автора состоит в его участии в 2017-2020 гг. в работе объединенной научной группы (ОНРГ) ИКИ РАН/Роскосмос – НАСА по проработке совместной миссии к Венере на основе проекта «Венера-Д». Автор непосредственно занимался разработкой проектного облика ПА как части комплексной миссии с учетом предложений по научной программе и научной аппаратуре, а также с учетом имеющегося задела по указанной тематике. В настоящее время автор продолжает заниматься проектированием миссии «Венера-Д», в рамках которой также используются результаты диссертационной работы.

Апробация результатов работы. Основные результаты диссертации докладывались и обсуждались на следующих конференциях, симпозиумах и семинарах:

- XLII – XLV Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева и др. (МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, 2018-2021);
- XIII Всероссийской инновационной молодежной научно-инженерной выставке «Политехника» (МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, 2018);
- XLV – XLVII Международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения» (МАИ, г. Москва, 2019-2021);
- Всероссийском конкурсе научно-технических работ «Орбита молодежи» (г. Красноярск, 2018; г. Санкт-Петербург, 2019);
- International Venus Conference (г. Нисеко, Япония, 2019);
- XXIV, XXV Международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация» (г. Евпатория, 2019, 2020);
- X Всероссийском межотраслевом молодежном конкурсе научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» (МАИ, г. Москва, 2019);
- Moscow Solar System Symposium 10MS3 – 12MS3 (ИКИ РАН, 2019-2021);
- 71 st International Astronautical Congress (дистанционно, 2020);
- XII Общероссийской молодежной научно-технической конференции «Молодежь. Техника. Космос» (Военмех, г. Санкт-Петербург, 2020);
- Международном молодежном научном форуме «ЛОМОНОСОВ-2020» (МГУ, г. Москва, 2020);
- 55-х Научных чтениях памяти К.Э. Циолковского (г. Калуга, 2020);
- IV Международной молодежной конференции «Новые материалы, подходы и технологии проектирования, производства и эксплуатации ракетно-космической техники» (МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, 2020);
- VI Научно-практической конференции молодых ученых и специалистов «Исследования и перспективные разработки в машиностроении» (дистанционно, 2021 г.).

Публикации.

Основные научные результаты диссертации опубликованы в 10 работах: в 6 статьях в журналах, рекомендованных ВАК РФ, в 4 научных публикациях в изданиях, входящих в международную реферативную базу данных и систему цитирования Scopus. Имеются награды за выступления по указанной тематике на научно-технических конференциях различного уровня (международные, всероссийские).

Структура и объем работы.

Диссертация объемом 235 страниц состоит из введения, шести глав, заключения, списка сокращений, списка литературы из 106 наименований, 6 приложений, содержит 99 иллюстраций и 25 таблиц.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы работы, сформулированы цель и задачи исследования, показана научная новизна, а также теоретическая и практическая значимость полученных результатов, перечисляются положения, выносимые на защиту, а также приводятся сведения об апробации результатов работы.



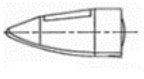
В первой главе представлена общая схема разработанной комплексной методики проектирования посадочного аппарата на поверхность Венеры, которая позволяет оперативно выполнить комплекс расчётных и проектных работ, в наибольшей степени отражающий реальный порядок исследований, проводимых по аппарату на начальной стадии проектной разработки, что позволит уже на этом этапе рассмотреть и проанализировать несколько вариантов ПА с осуществлением выбора наиболее рациональной формы ПА и его характеристик. В рамках методики рассматриваются основные направления, определяющие облик аппарата, которые более подробно изложены в главах 2 – 6.

Вторая глава носит обзорно-аналитический характер. В ней обобщены сведения о различных ПА осуществленных и будущих миссий на Венеру. Показано, что аппараты, используемые на первоначальных этапах исследования планеты, относятся к аппаратам баллистического типа и не способны маневрировать в процессе спуска с целью достижения заданного района посадки. Показана необходимость разработки посадочного аппарата, способного достичь заданных районов планеты.

Проведен анализ возможностей различных типов аппаратов – сравнение их массовых, аэродинамических характеристик и возможностей маневрирования, приведенных в таблице 1.

Показано, что при переходе от баллистических аппаратов к ПА типа «несущий корпус» улучшаются показатели по аэродинамическому качеству и маневренности, однако при этом незначительно ухудшаются массовые характеристики в связи с неизбежным усложнением конструкции этих аппаратов по сравнению с ПА баллистического спуска.

Таблица 1 – Сравнительные характеристики различных типов ПА

Сравнительные параметры и критериальные оценки	Параметр	Классификационные типы ПА		
		I Баллистические аппараты 	II ПА класса «скользящий спуск» 	III ПА класса «несущий корпус» 
Аэродинамическое качество для диапазона скоростей при $M > 5$	$K_{гип} = C_{ya}/C_{xa}$ диапазон, среднее значение	0 0	0.15...0.5 0.3	0.8...1.5 1.0
Диапазон изменения аэродинамического качества при переходе от режима спуска при $M > 5$ к режиму спуска $M < 1$	$K_{доз}$	0	0...0.5	2...3.5
	$\bar{K}_{пос} = K_{доз}/K_{гип}$	1	1.5	2.5
Сравнительные массовые характеристики	$K_m = G_{ВПА}/G_{ВПА б.}$	1	1.2	1.5
Объемный КПД (коэффициент заполнения)	$K_{зап} = 4.836 \cdot \frac{V_{\Sigma}^2}{S_{\Sigma}}$	1...0.85	0.95...0.75	0.75...0.6
Относительная масса теплозащиты	$\bar{K}_{ТЗП} = G_{ТЗП}/G_{ВПА}$	0.15...0.28	0.12...0.25	0.12...0,2
Боковой маневр в атмосфере, км	$L_{бок}$	0	80...100	>1000
Тип управления на участке спуска		Стабилизация углового положения	Возможность управления методом разворота по крену	Возможность управления изменением угла атаки и методом разворота по крену
Примечания ВПА – венерианский посадочный аппарат; ВПА б. – венерианский посадочный аппарат баллистического класса.				

Третья глава посвящена проектному анализу типовых аэродинамических форм посадочного аппарата.

Проводится расчет аэродинамических характеристик для ПА различных конфигураций. Для этого был разработан программно-вычислительный комплекс (рисунок 1) по расчету аэродинамических характеристик численным

методом по теории обтекания Ньютона, которая дает достаточно объективные оценки величины аэродинамических характеристик в диапазоне скоростей $M > 6$, т.е. для гиперзвукового диапазона. Блок-схема программы приведена на рисунке 1.

Для получения аэродинамических характеристик численным методом поверхность аппарата разбивается на малые элементы, для каждого из которых производится расчет по формуле Ньютона коэффициентов давления:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} = 2 \cdot \cos^2 \eta, \quad (1)$$

где p – давление на поверхности тела; p_∞ и q_∞ – статическое давление и скоростной напор набегающего потока; η – угол между вектором скорости невозмущенного потока и единичным вектором нормали к поверхности тела.

Расчет по формуле (1) проводится с учетом «аэродинамической тени» аппарата, где давление принимается равным статическому давлению в свободном потоке $p_e = p_\infty$, т.е. $C_{pe} = 0$. Далее полученные векторы коэффициентов сил, действующие на элементарные ячейки, складываются и преобразуются в суммарные аэродинамические коэффициенты C_x и C_y в скоростной системе координат для каждого значения угла атаки от 0 до 180°. После производится расчет центра давления. Силы трения не учитываются.

Была проведена верификация данного расчета путем сравнения численного метода, используемого в программе, и известных аналитических зависимостей на примере ПА типа Аполлон.

Для определения центра давления записывалась сумма моментов сил относительно центра давления при $(\alpha - \Delta\alpha)$ и $(\alpha + \Delta\alpha)$:

$$\sum_{i=1}^n Fx_i \cdot y - \sum_{i=1}^n Fy_i \cdot x = 0 \quad \text{при } \alpha + \Delta\alpha \quad (2)$$

$$\sum_{i=1}^n Fx_i \cdot y - \sum_{i=1}^n Fy_i \cdot x = 0 \quad \text{при } \alpha - \Delta\alpha \quad (3)$$

$$Fx_i = Cx_i \cdot S_i \cdot q; \quad Fy_i = Cy_i \cdot S_i \cdot q$$

Здесь i – это индекс элементарной поверхности dS .

Точка пересечения этих линий – формулы (2), (3) – и будет искомым центром аэродинамического давления Cd .

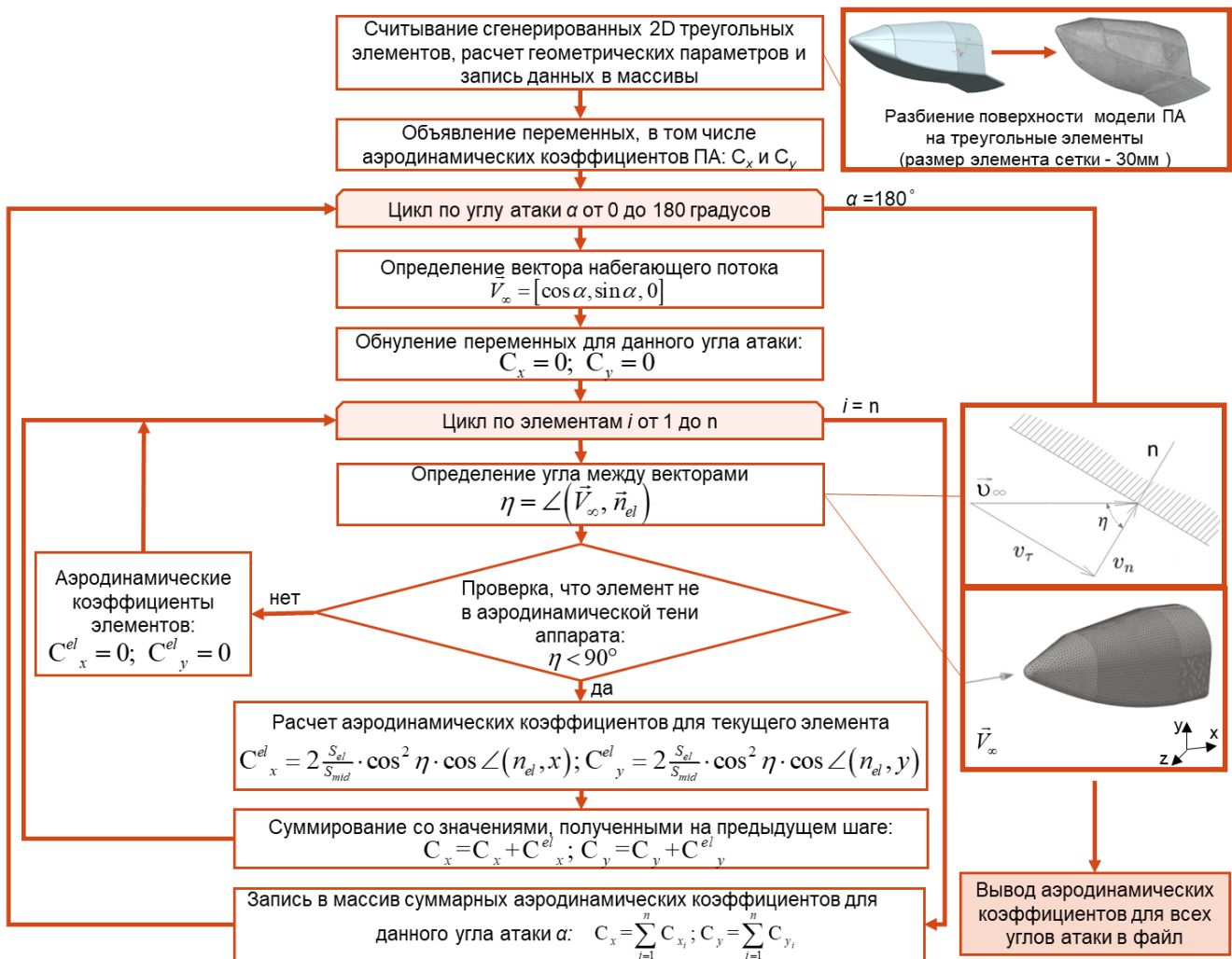


Рисунок 1 – Структурная схема программы расчета аэродинамических характеристик ПА

В разделе 3.3 проведен анализ эпюры действующих аэродинамических сил для определения устойчивости аппарата.

В результате анализа определено, что аппарат класса «несущий корпус» обладает бóльшим аэродинамическим качеством (рисунок 2) и способен совершать более существенные маневры по сравнению с аппаратом класса «скользящий спуск». Поэтому аппарат класса «несущий корпус» предлагается для дальнейшей проработки.

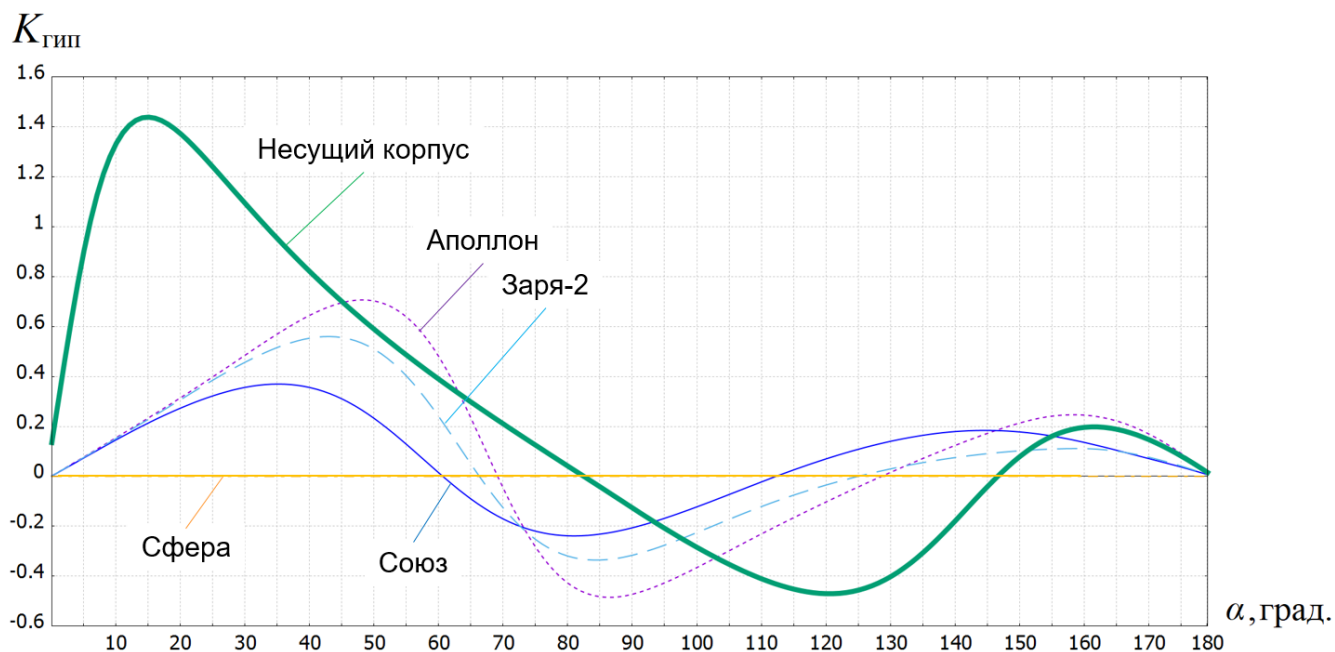


Рисунок 2 – Аэродинамическое качество для ПА различных типов

Аэродинамический анализ позволяет сформулировать требования к центровочным характеристикам ПА, которые далее рассматриваются в этой главе.

Четвертая глава посвящена анализу баллистики спуска предлагаемого ПА в атмосфере Венеры.

Для расчета траектории спуска посадочного аппарата класса «несущий корпус» в атмосфере Венеры была разработана программа (блок-схема программы приведена на рисунке 3), посредством которой осуществляется оптимизация траектории через многократное решение системы дифференциальных уравнений движения посадочного аппарата как материальной точки в скоростной системе координат методом Рунге-Кутты 4-го порядка.

В работе приняты следующие допущения:

- посадочный аппарат совершает спуск в атмосфере без включения маршевой двигательной установки ($g_{ду}=0$);
- посадочный аппарат управляется только изменением угла крена γ , угол скольжения $\beta = 0$.

Исходными данными для баллистического расчета являются параметры ПА, аэродинамические характеристики, полученные на предыдущем этапе, параметры атмосферы Венеры и параметры при входе в атмосферу планеты.

Принимаемые при расчетах начальные условия: точка входа в атмосферу находится над экватором, т.е. $\varphi(0)=0$, и вектор скорости лежит в плоскости экватора, т.е. $\varepsilon(0)=0$. Тогда выражение для бокового маневра примет вид: $L_{бок} = \varphi_k \cdot R_B$.

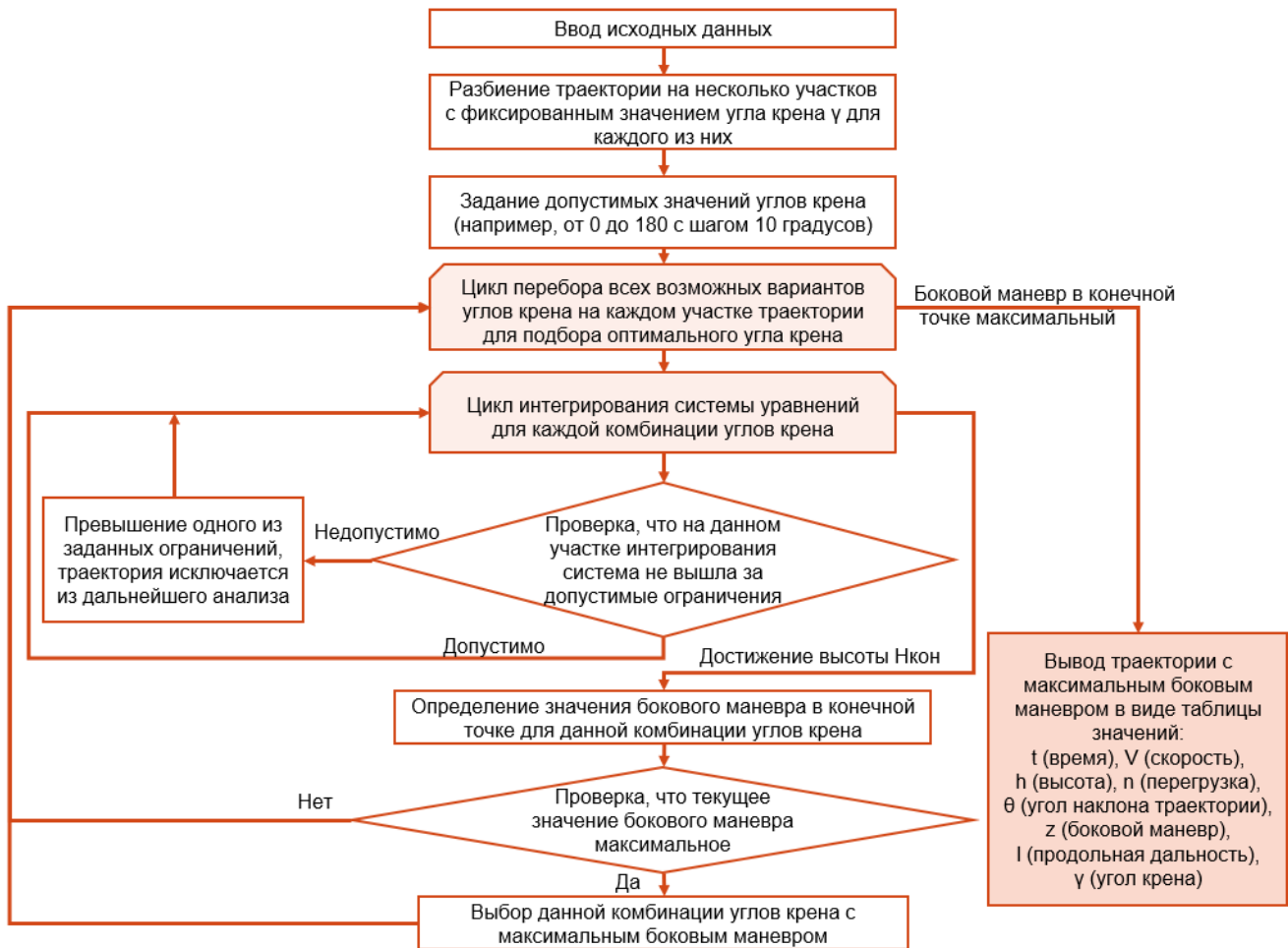


Рисунок 3 – Структурная схема программы расчета параметров траектории спуска

В качестве критерия маневренности ПА в данной работе рассматривается дальность бокового маневра, и ставится задача возможности совершения максимального бокового маневра. При этом также принимаются во внимание волнообразные, так называемые длиннопериодические («фугоидные») траектории с многократными погружениями в плотные слои атмосферы.

Кроме того, в ходе решения данной задачи были приняты следующие ограничения:

- ограничение на высоту (в данном случае бралось 50 км, поскольку ниже данной высоты приращение бокового маневра было незначительно);

- ограничение на максимальную перегрузку, которое можно было задать и выбрать соответствующую траекторию;

- ограничение на время спуска при необходимости.

Принятая для начального проектного исследования система уравнений в скоростной системе координат выглядит следующим образом:

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = -\frac{1}{2 \cdot Px} \cdot \rho \cdot V^2 - g \cdot \sin \theta, \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{2 \cdot Px} \cdot \rho \cdot V \cdot K_\delta \cdot \cos \gamma + \left(\frac{V^2 - g \cdot R}{V \cdot R} \right) \cdot \cos \theta, \\ \frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{1}{2 \cdot Px} \cdot \rho \cdot V \cdot \frac{K_\delta \cdot \sin \gamma}{\cos \theta} - \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \operatorname{tg} \varphi \cdot \cos \varepsilon, \\ \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \sin \varepsilon, \\ \frac{dR}{dt} = V \cdot \sin \theta. \end{cases} \quad (4)$$

Для решения данной системы уравнений к этой системе необходимо добавить начальные условия и закон изменения угла крена $\gamma(t)$.

Процесс решения: после задания всех необходимых параметров производится перебор всех возможных вариантов углов крена на каждом участке траектории (шаге) и интегрирование системы уравнений (4) методом Рунге-Кутты с проверкой допустимости траектории, после чего определяется значение бокового маневра в конечной точке для каждой допустимой комбинации углов крена и выбирается комбинация углов с максимальным боковым маневром. В результате выполнения программы производится вывод параметров выбранной траектории спуска в виде таблицы: для каждого момента времени спуска приводятся значения скорости спуска, высоты, перегрузки, наклона траектории, дальности бокового маневра, продольной дальности и угла крена.

Результаты расчетов показывают, что для **баллистического аппарата** смещение в процессе спуска может достигать **сотен км**, а дальность полета для аппаратов класса «несущий корпус» – **нескольких тысяч км** (таблица 2).

При этом при необходимости для аппарата класса «несущий корпус» может быть подобрана программа изменения угла крена для получения требуемой дальности в отличие от аппарата баллистического типа, который данной возможностью не обладает. Кроме того, перегрузки для аппарата класса «несущий корпус» ниже по сравнению с баллистическим аппаратом.

При подлете к Венере современные системы управления позволяют обеспечить и меньшие углы входа порядка $-5^\circ \pm 1^\circ$, однако при таких углах входа существует вероятность того, что ПА не будет захвачен атмосферой. Для обеспечения надежности миссии углы менее -7° не рассматриваются.

Для проведения дальнейшего анализа за угол входа был принят угол -8° как наиболее рациональный с точки зрения действующих перегрузок и дальности осуществляемых маневров.

Таблица 2 – Сравнительная таблица некоторых параметров траектории спуска для аппарата баллистического (баллист.) и класса несущий корпус (маневр.)

Угол входа θ , град	Продольная дальность, км		Дальность бокового маневра, км		Перегрузка	
	Маневр. К=1.4	Баллист. К=0	Маневр. К=1.4	Баллист. К=0	Маневр. К=1.4	Баллист. К=0
-8	9536	410	5251	-	57	68
-9	9416	360	5242	-	65	80
-10	9253	322	5203	-	68	91
-11	9054	291	5179	-	72	103
-12	8936	266	5088	-	79	114
-13	7998	245	4971	-	82	120
-14	7944	228	4871	-	92	131
-15	7912	212	4809	-	94	142
-16	7809	199	4626	-	103	148
-17	7671	187	4411	-	116	158
-18	7527	177	4385	-	126	173

В результате проведенного баллистического анализа в диссертационной работе получены и показаны районы посадок, которые для аппарата класса «несущий корпус» гораздо шире по сравнению с аппаратом баллистического типа в условиях принятых дат и окон старта.

Пятая глава посвящена анализу теплового режима рассматриваемых типов ПА.

Рассмотрен инженерный метод определения тепловых потоков и температур ПА при спуске на поверхность Венеры, который может быть использован на стадии проектных исследований, и проведена оценки величины абляции поверхностных слоев теплозащитного покрытия ПА.

В работе используются общеизвестные приближенные зависимости (погрешность не превышает 5%) для определения величины конвективного теплового потока на сферическом затуплении ПА, предложенные Кемпом и Ридделлом для ламинарного режима обтекания и Сибулкиным для турбулентного режима (формулы записаны в пренебрежении энтальпийным фактором):

$$q_{w0}^n = (31500 / R_0^{0.5}) \cdot (\rho_H / \rho_0)^{0.5} \cdot (V_H / V_{1к})^{3.25}, \text{ ккал/м}^2\text{сек} \quad (5)$$

$$q_{w0}^T = (3.235 \cdot 10^5 / R_0^{0.2}) \cdot (\rho_H / \rho_0)^{0.8} \cdot (V_H / V_{1к})^{3.19}, \text{ ккал/м}^2\text{сек} \quad (6)$$

В процессе спуска ПА подвергается также радиационному нагреву, плотность теплового потока которого может быть оценена по формуле Андреевского

$$q_{\text{рад}} = A_R R_0 \rho^L \left(\frac{V}{1000} \right)^k, \text{ ккал/м}^2\text{сек} \quad (7)$$

где A_R , L , k – константы, зависящие от диапазона скорости полета, для рассматриваемого случая $A_R = 8.405 \cdot 10^{-5}$, $L = 1.3$, $k = 8$.

Тогда суммарная плотность теплового потока вычисляется по формуле

$$\begin{aligned} q_{\Sigma} &= q_{w0}^n + q_{\text{рад}} \text{ при } Re < Re_{\text{кр}} \\ q_{\Sigma} &= q_{w0}^t + q_{\text{рад}} \text{ при } Re \geq Re_{\text{кр}} \end{aligned} \quad (8)$$

Для определения температуры теплоизолированной стенки в критической точке воспользуемся законом Стефана-Больцмана, применение которого на несколько десятков градусов завышает температуру теплоизолированной стенки, но существенно не искажает общую картину нагрева поверхности аппарата:

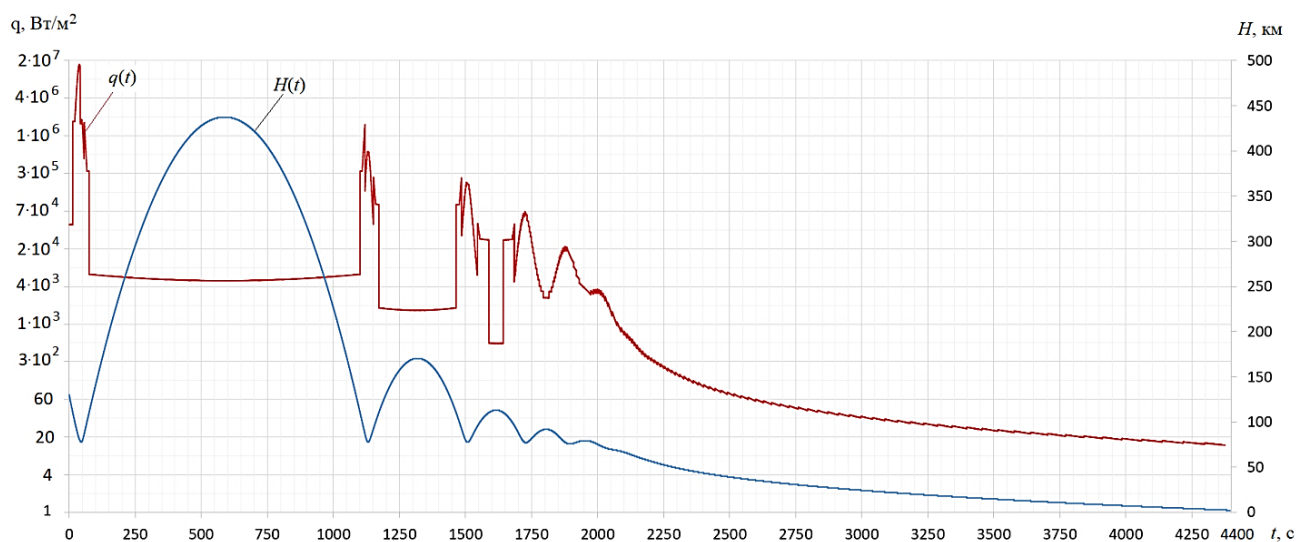
$$T_w = \sqrt[4]{\frac{q}{\varepsilon_w \sigma}},$$

где $\varepsilon_w = 0.8$ – степень черноты поверхности ПА;

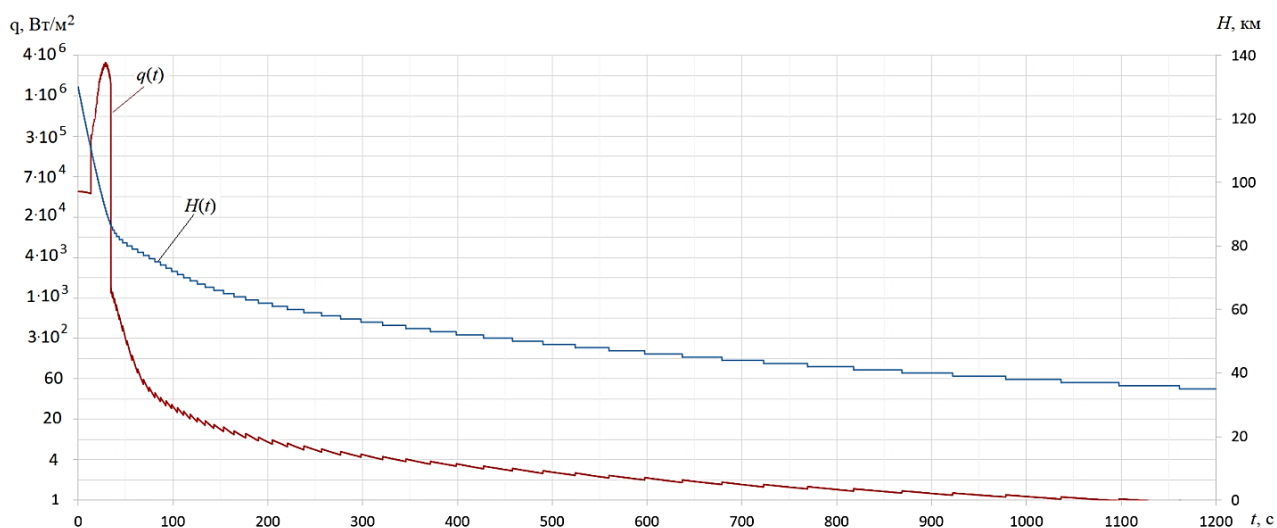
$\sigma = 5.67032 \cdot 10^{-8}$ Вт/м²К⁴ – постоянная Стефана-Больцмана.

На рисунке 4 представлены рассчитанные значения суммарных удельных тепловых потоков $q(t)$, включая конвективные и лучистые потоки, в критической точке аппарата.

Анализ полученной картины обтекания аппарата класса «несущий корпус» показал, что вблизи лобовой поверхности формируется скачок уплотнения и пограничный слой. В окрестности критической точки у лобовой поверхности ПА показано образование высокотемпературного сжатого слоя, поступательная температура в котором превышает 7600 К (рисунок 5). На рисунке также можно увидеть структуру сжатого слоя, который может быть условно разделен на три принципиальных области: область фронта ударной волны с резким возрастанием поступательной температуры до нескольких десятков тысяч градусов; релаксационная область термализации колебательных степеней свободы; область пограничного слоя у поверхности.



а



б

Рисунок 4 – График зависимости суммарной плотности теплового потока для критической точки аппарата от времени его спуска:

а – для аппарата класса «несущий корпус», б – для баллистического аппарата типа «Экзомарс», предполагаемого в рамках миссии «Венера-Д»

Помимо нагрева газа в сжатом слое можно отметить резкое падение поступательной температуры в области течения над аппаратом (температура снижается вплоть до 2000 К), далее заметен нагрев газа в области следа до температур порядка 3500 К.

Важной особенностью полей течения рассматриваемого аппарата класса «несущий корпус» является наличие развитого возвратно-вихревого движения у донной части поверхности аппарата. Из-за наличия угла атаки эти течения не симметричны.

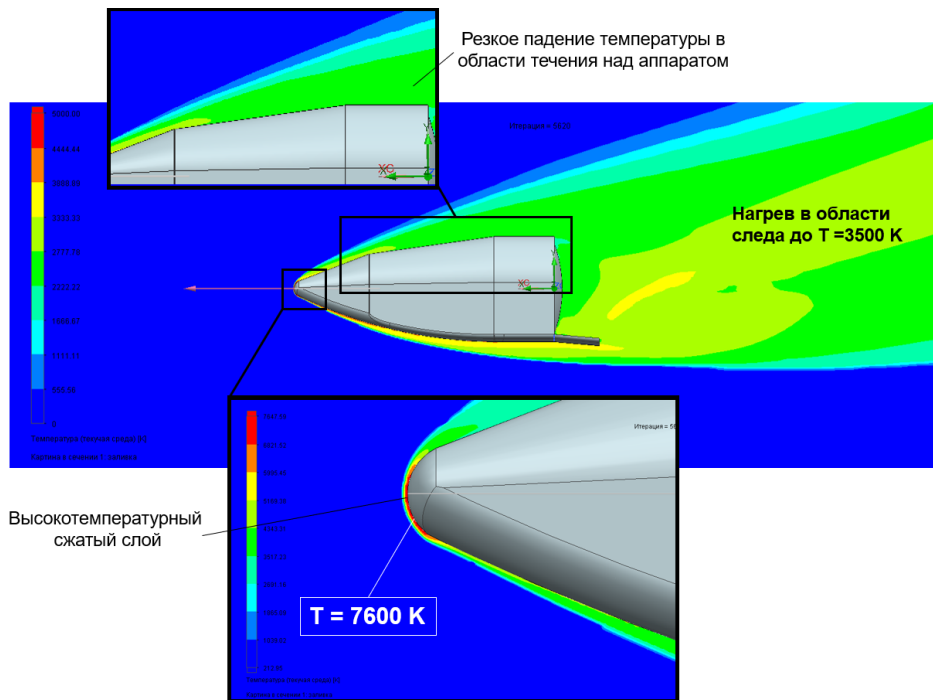


Рисунок 5 – Распределение температуры

Показано, что унос абботекстолита в носовой части аппарата «несущий корпус» приводит к увеличению радиуса сферического затупления с $R=92$ мм до $R=150$ мм, потеря массы при этом составляет не более 1.5 кг для исследуемой в работе конфигурации ПА.

В результате анализа аэродинамических характеристик для ПА с учетом уноса наружного слоя теплозащитного покрытия (ТЗП) показано, что изменение аэродинамических при этом незначительно и существенного влияния на характер спуска не окажет (рисунок 6).

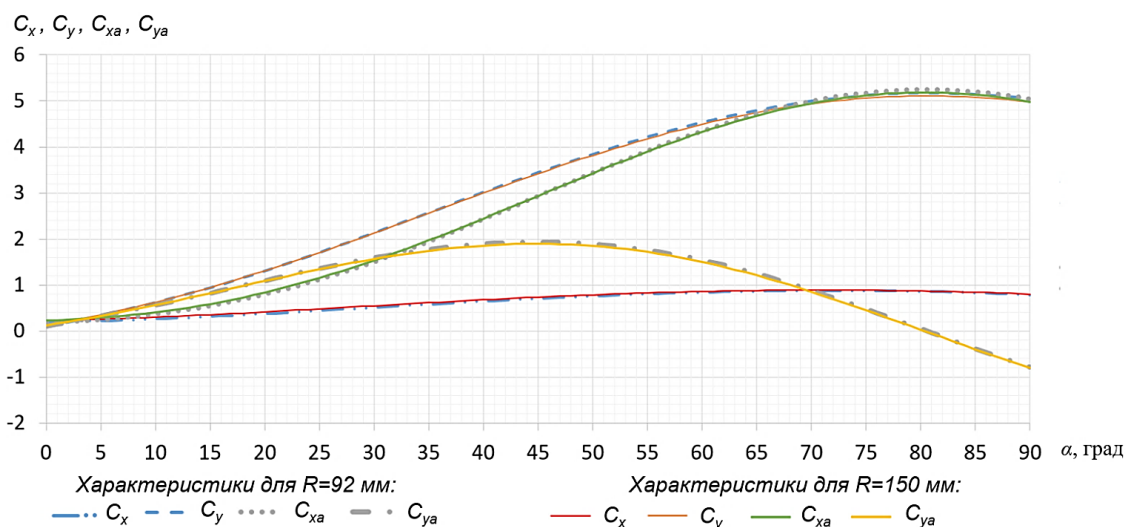


Рисунок 6 – Зависимости аэродинамических характеристик от угла атаки в связанной C_x , C_y и скоростной C_{xa} , C_{ya} системах координат для аппарата класса «несущий корпус» с радиусом носового затупления $R=92$ мм и $R=150$ мм после уноса части внешней ТЗП

В шестой главе показан внешний облик ПА, разработана конструктивно-компоновочная схема аппарата (рисунок 7), а также приведены объемно-поверхностные и массовые характеристики проектируемого ПА.

Конструктивно-компоновочная схема приведена исходя из известного на данном этапе состава комплекса научной аппаратуры в рамках проекта миссии «Венера-Д» и максимальной плотности компоновки ПА, а также из условия требования обеспечения силового и теплового нагружения ПА в процессе спуска в атмосфере Венеры.

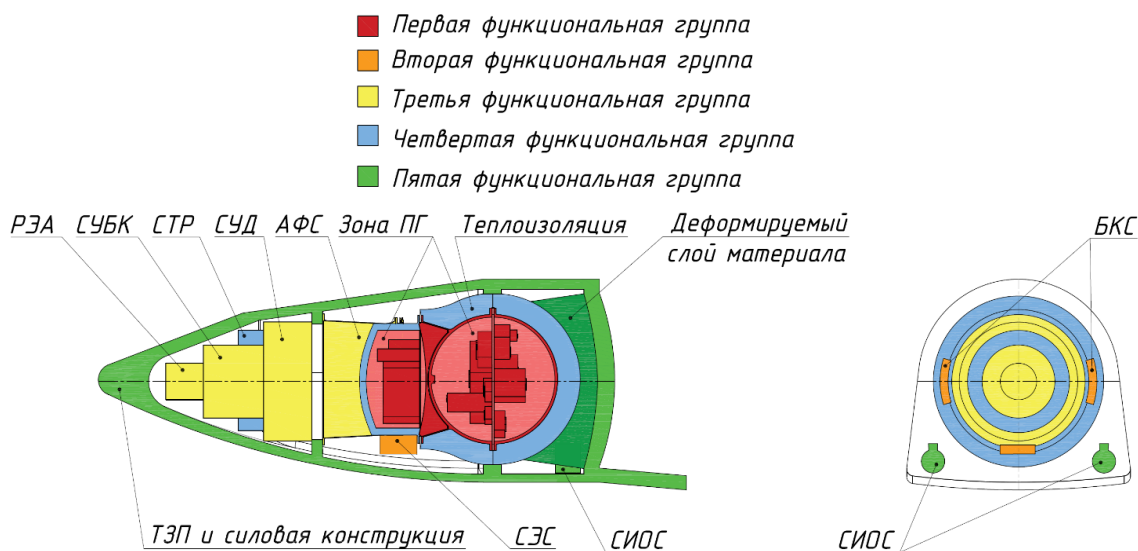


Рисунок 7 – Конструктивно-компоновочная схема разрабатываемого ПА класса «несущий корпус»

Для формирования массовой сводки применены приближенные методы, которые используются на начальном этапе проектирования ПА и позволяют при необходимости варьировать меняющиеся в процессе проектирования исходные данные. Для определения массовых и объемных характеристик использовались статистические данные по различным типам аппаратов-аналогов, а также применен метод распределения систем и конструктивных агрегатов (включая конструктивные элементы и теплозащиту) по характерным функциональным группам, зависящим от основных проектных параметров аппарата. Для каждой группы определены в первом приближении массовые и габаритные характеристики всех входящих в нее систем, которые в дальнейшем уточняются после уточнения формы аппарата и его компоновки

Абсолютные геометрические размеры аппарата определены путём привязки геометрических параметров аппарата к характерному геометрическому параметру.

Приведены предложения по внешнему облику и материалу системы тепловой защиты и силовой конструкции ПА, результаты по предварительному

распределению минимальных значений толщин теплозащитного покрытия по обводу ПА в характерных точках поверхности, обеспечивающие заданный тепловой режим аппарата.

При этом в процессе комплексного системного проектирования ПА учитывался имеющийся задел и актуальные проектные работы по различным миссиям отечественных и зарубежных ракетно-космических организаций.

В заключении сформулированы основные результаты работы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенного исследования в диссертационной работе разработана комплексная методика проектирования в части структурно-параметрического анализа характеристик посадочного аппарата для осуществления маневренного спуска в атмосфере Венеры и достижения требуемых районов посадки. Указанная методика позволяет провести комплексную оперативную проектно-конструкторскую оценку форм ПА с точки зрения массово-габаритных, аэродинамических, баллистических характеристик и тепловых режимов на начальном этапе проектных исследований.

Практическая значимость работы подтверждена внедрением результатов диссертационной работы в АО «НПО Лавочкина» и ГИКЦ МО РФ им. Г.С. Титова, где разработанная методика была успешно применена на практике в ходе НИР «Венера-Д» и НИР «Раунд-2021» соответственно, а также результаты работы были использованы при расчете траекторий спуска с указанием достижимых районов посадки космического корабля «Союз-МС-17».

На основе разработанной методики:

1. Проведен анализ посадочных аппаратов осуществленных миссий на Венеру.
2. Проведен сравнительный анализ ПА, и осуществлен выбор наиболее рациональной формы ПА.
3. Показаны преимущества применения предлагаемого ПА класса «несущий корпус» на основе проведенного сравнительного анализа различных форм ПА и их проектных возможностей в части маневренности, массо-габаритных и аэродинамических характеристик.

Для ПА класса «несущий корпус»:

- получены аэродинамические характеристики и качество $K=1.4$, позволяющее ПА совершать существенные маневры;

- показано увеличение широты охвата достижимых районов посадки на поверхности Венеры при использовании ПА класса «несущий корпус»: $L_{\text{прод}} = 9500$ м, $L_{\text{бок}} = 5250$ м;
- установлено уменьшение значений максимальных перегрузок при входе в атмосферу для аппарата класса «несущий корпус» по сравнению с другими аппаратами: $n=57$ для аппарата класса «несущий корпус» ($n=68$ – баллистический);
- установлено расширение круга задач и исследований за счет способности аппарата класса «несущий корпус» осуществлять управляемый спуск и более длительный полет в атмосфере Венеры по сравнению с аппаратами баллистическими: $t = 2000 \dots 5000$ с.

4. Разработаны программно-вычислительные комплексы по расчету аэродинамических характеристик ПА для тел произвольной формы численным методом по ньютонианской теории обтекания при скоростях $M > 5$ и траекторий спуска ПА с возможностью оценки достижимых районов посадки на поверхности планеты, которые могут быть использованы для проведения оперативной проектно-конструкторской оценки форм ПА.

5. Разработаны предложения по внешнему облику, конструктивно-компоновочной схеме ПА класса «несущий корпус» исходя из габаритов целевой аппаратуры в рамках проекта миссии «Венера-Д» и максимального использования всего объема ПА, определены массо-габаритные характеристики ПА.

6. Установлено, что в результате оценки тепловых потоков и уноса наружного слоя ТЗП изменение аэродинамических характеристик ПА в результате этого существенного влияния на характер спуска не окажет.

7. Установлено, что массовые характеристики разрабатываемого ПА удовлетворяют ограничениям в соответствии с выбранными в проекте «Венера-Д» средствами выведения.

Результаты диссертационной работы рекомендуется использовать при выполнении НИР и ОКР, а также в учебном процессе профильных кафедр МГТУ им. Н.Э. Баумана, МАИ и других технических вузов.

СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в рецензируемых изданиях:

1. Исследование аэродинамических характеристик альтернативных форм посадочного аппарата для изучения Венеры / **А.В. Косенкова**, В.Е. Миненко,

С.Б. Быковский, А.Г. Якушев. – Текст : непосредственный // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2018. – вып. 11. – С. 1-14.

2. Методика экспресс-оценки массовых и объемных характеристик спускаемых аппаратов / **А.В. Косенкова**, В.Е. Миненко, С.Б. Быковский, А.Г. Якушев. – Текст : непосредственный // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2019. вып. 3. – С. 1-19.

3. **Косенкова, А.В.** Исследование баллистического режима спуска маневренного посадочного аппарата на поверхность Венеры / А.В. Косенкова, В.Е. Миненко, Д.Н. Агафонов. – Текст : непосредственный // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2020. – № 4. – С. 42-60. – (Сер. Машиностроение).

4. **Косенкова, А.В.** Проектный анализ аэродинамических форм аппарата для посадки на поверхность Венеры / А.В. Косенкова, В.Е. Миненко, А.Г. Якушев. – Текст : непосредственный // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. – 2020. – № 8. – С. 28-42.

5. Исследование достижимых районов посадки на поверхности Венеры для аппаратов различных типов / **А.В. Косенкова**, О.Ю. Седых, А.В. Симонов, В.Е. Миненко. – Текст : непосредственный // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. – 2021. – № 1. – С. 12-21.

6. **Косенкова, А.В.** Использование инженерного метода для определения теплового режима посадочного аппарата на Венеру / А.В. Косенкова, В.Е. Миненко. – Текст : непосредственный // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. – 2021. – № 4. – С. 17-28.

Публикации в изданиях, входящих в международную реферативную базу данных и систему цитирования Scopus:

7. **Kosenkova, A.V.** Investigation of the possibilities of aerodynamic forms of a lander capable of maneuverable descent in the Venus atmosphere / A.V. Kosenkova. – Text : direct // AIP Conference Proceedings. – 2019. – Vol. 2171. – Issue 1. – P. 160005-1 – 160005-8.

8. **Kosenkova, A.V.** Investigation of possible descent trajectories for a maneuverable lander in the Venus atmosphere / A.V.Kosenkova, V.E. Minenko. – Text : direct // AIP Conference Proceedings. – 2020. – Vol. 2318. – Issue 1. – P. 020021-1 – 020021-7.

9. **Kosenkova, A.V.** Investigation of aerodynamic characteristics for various types of a lander to the Venus surface / A.V. Kosenkova, V.E. Minenko. – Text : direct // AIP Conference Proceedings. – 2020. – Vol. 2318. – Issue 1. – P. 020006-1 – 020006-12.

10. **Kosenkova, A.V.** Investigation of reachable landing sites in the “Venera-D” mission for various types of a lander / A.V. Kosenkova. – Text : direct // AIP Conference Proceedings. – 2020. – Vol. 2318. – Issue 1. – P. 140003-1 – 140003-7.