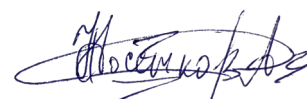


Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)»

На правах рукописи



Косенкова Анастасия Владимировна

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

Специальность:

05.07.02 – «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:

доктор технических наук

Миненко Виктор Елисеевич

Москва – 2021

Оглавление

Введение.....	4
Глава 1. Описание методики проектирования в части структурно-параметрического анализа характеристик ПА	10
Глава 2. Обзорный анализ автоматических космических аппаратов для изучения Венеры	13
2.1 Модель атмосферы Венеры	13
2.2 Исследования Венеры аппаратами СССР, США, Европейского союза и Японии	14
2.3 Планируемые миссии по исследованию Венеры	16
2.4 Сравнительный анализ различных типов посадочных аппаратов на Венеру.....	20
2.5 Выводы к главе 2	29
Глава 3. Аэродинамический анализ типовых форм посадочных аппаратов	31
3.1 Расчет аэродинамических характеристик посадочных аппаратов различных типов	32
3.1.1 Теория обтекания Ньютона	33
3.1.2 Реализация численного метода расчета аэродинамических характеристик с использованием теории Ньютона.....	35
3.1.3 Верификация разработанного программно-вычислительного комплекса	39
3.2 Результаты расчета аэродинамических характеристик посадочных аппаратов различных типов.....	48
3.3 Построение диаграммы действующих аэродинамических сил и определение устойчивости посадочного аппарата	53
3.4 Центровочные характеристики	63
3.5 Выводы к главе 3	66
Глава 4. Анализ баллистики спуска предлагаемого посадочного аппарата в атмосфере Венеры.....	67
4.1 Предложения по решению задачи спуска на поверхность Венеры.....	68
4.1.1 Полная система уравнений и принятые допущения.....	70
4.1.2 Упрощенная расчетная модель	73
4.1.3 Постановка задачи выбора оптимальной программы управления	74
4.1.4 Реализация программно-вычислительного комплекса по расчету баллистики спуска посадочного аппарата	75
4.1.5 Анализ и сравнение результатов расчета баллистики спуска посадочных аппаратов различного типа	79
4.2 Схема спуска посадочного аппарата на поверхность Венеры	90
4.2.1 Спуск посадочного модуля с использованием парашютной системы.....	90

4.2.2	Спуск посадочного модуля с использованием раскрывающегося тормозного щитка	95
4.2.3	Спуск посадочного модуля с использованием надувного тормозного устройства.	96
4.2.4	Спуск посадочного модуля без использования дополнительных средств	97
4.3	Анализ достижимых районов посадки на поверхности Венеры.....	101
4.3.1	Схема миссии	101
4.3.2	Определение мест посадки.....	104
4.4	Выводы к главе 4	108
Глава 5. Анализ теплового режима проектируемого посадочного аппарата		110
5.1.	Расчет тепловых потоков и температуры в критической точке посадочного аппарата.	
	Оценка уноса теплозащитного покрытия.....	110
5.1.1.	Газодинамическая картина обтекания тела потоком при $M > 5$	110
5.1.2.	Инженерный метод расчета теплового нагружения посадочного аппарата	112
5.1.3.	Оценка уноса теплозащитного покрытия проектируемого посадочного аппарата....	122
5.2.	Моделирование картины обтекания аппарата при спуске в атмосфере Венеры	124
5.3.	Расчет аэродинамических характеристик ПА с учетом уноса ТЗП.....	133
5.4	Выводы к главе 5	134
Глава 6. Проектные предложения по внешнему облику и конструктивно-компоновочная схема		
разрабатываемого посадочного аппарата		136
6.1	Внешний облик разрабатываемого посадочного аппарата	136
6.2	Массо-объемные характеристики разрабатываемого посадочного аппарата	139
6.3	Конструктивно-компоновочная схема и объемно-поверхностные характеристики	
	разрабатываемого посадочного аппарата.....	147
6.4	Предложения по конструкции лобового экрана и теплозащитному покрытию	
	разрабатываемого посадочного аппарата.....	151
6.5	Выводы к главе 6	163
Заключение		164
Список сокращений и условных обозначений		166
Список литературы		167
Приложение А		177
Приложение Б.....		187
Приложение В.....		190
Приложение Г		217
Приложение Д.....		230
Приложение Е.....		233

Введение

В настоящее время после длительного перерыва вновь рассматриваются проекты для продолжения исследований планеты Венера. Это подтверждается Решением Совета Российской академии наук по космосу №10310-07 от 16 сентября 2020 г. [48], согласно которому было принято решение поддержать разработку комплексной программы исследований Венеры на период 2029-2035 гг., а миссия «Венера-Д» обозначена как высоко приоритетная. Подтверждена важность научных задач исследований Венеры и их возросшая актуальность благодаря недавнему открытию – обнаружению следов фосфина в атмосфере Венеры [92].

Основной причиной для изучения Венеры является тот факт, что ее характеристики близки к земным: сходные значения размера, плотности и количества получаемой от Солнца энергии (Венера расположена ближе к Солнцу, но её облака отражают 75% поступающей солнечной энергии). Так, изучение Венеры представляет интерес не только с точки зрения фундаментальной науки, но и с точки зрения сравнительной планетологии [68], [106]: ее изучение может помочь в понимании эволюции атмосферы и климата на Земле. Покрытая слоем облаков толщиной 20 км из 75% серной кислоты, поверхность планеты долгое время была недоступна дистанционным наблюдениям.

Начало научных наблюдений Венеры в телескоп было положено в 1610 году Галилео Галилеем. В 1761 году после наблюдения прохождения планеты по диску Солнца М.В. Ломоносов открыл существование атмосферы на Венере.

Исследования Венеры с помощью космических аппаратов начались в 1961 году. СССР был первым и бесспорным лидером в исследовании Венеры: к ней было направлено 18 аппаратов, совершено 10 успешных посадок [37], [64]. Однако, несмотря на успешную работу многочисленных орбитальных и посадочных аппаратов в прошлом, таких как советские аппараты серии «Венера» и «Вега» [33], американские аппараты серии «Маринер», «Пионер-Венера», «Магеллан» [71], [74], [87] и некоторых орбитальных аппаратов в настоящем, например, аппарат Европейского космического агентства (ESA) «Венера-Экспресс» [101] и японский аппарат «Акацуки» [97], фундаментальные вопросы, связанные с происхождением и эволюцией Венеры, ее атмосферы и климата (а соответственно, и земного) остаются нерешенными [75]. И их нельзя решить на основе наблюдений только с орбиты. Необходимы прямые измерения в атмосфере и на поверхности с использованием внутриатмосферных и посадочных аппаратов.

В настоящее время для продолжения изучения Венеры рассматриваются различные варианты программ фундаментальных космических исследований. В целом предложено порядка 10 будущих венерианских миссий: DAVINCI / DAVINCI+ [73], Cubesat UV Experiment (CUVE) [72], Venus Flagship Mission (VFM) [102], Venus Mobile Explorer (VME) [103], Venus

Origins Explorer (VOX) [104], Venus Sample Return Mission (VSRM) [76], VERITAS [78], [105], EnVision [77] и Венера-Д. Одним из наиболее комплексных является международный проект «Венера-Д» [91], [96]. Проекты «Венера-Д», «Venus Flagship Mission (VFM)», «Venus Mobile Explorer (VME)» и «DAVINCI+», помимо прочих элементов миссии, предполагают наличие посадочного аппарата (ПА) для проведения измерений у поверхности планеты.

При этом на данный момент актуальным становится создание посадочного аппарата, который способен не только совершить посадку на поверхность планеты, но и достичь заданных районов, наиболее интересных для ученых [79]. Рассмотрение вопроса выбора места посадки представлено в работе [100] и является отдельной комплексной задачей, которую предстоит решить на основе распределения приоритетов в проведении экспериментов на поверхности планеты.

Известно, что все советские аппараты совершали посадки в низких широтах: от $+30^\circ$ до -30° (см. рисунок В.1).

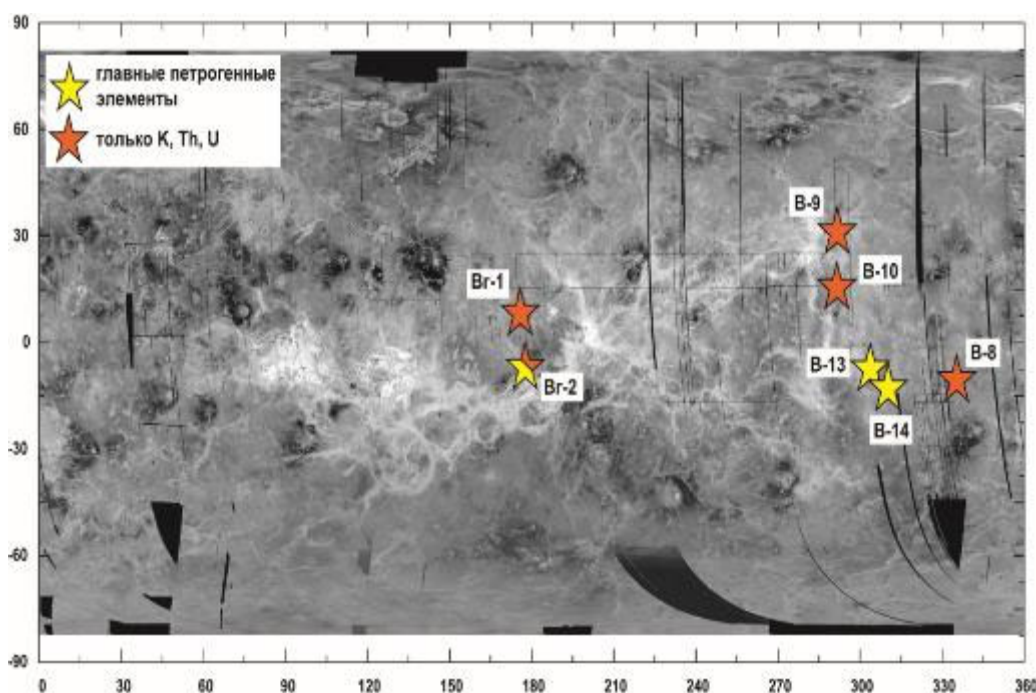


Рисунок В.1 – Места посадки советских аппаратов «Венера» и «Вега»

Районы посадки ПА определяются в первую очередь вектором относительной скорости на бесконечности его прилета к Венере. Этот вектор меняется в зависимости от дат старта и достижения поверхности планеты. Важной особенностью Венеры, влияющей на точки посадки, является малая величина угловой скорости вращения вокруг оси. Вследствие этого долготу точки посадки практически невозможно варьировать временем прилёта.

В связи с этим в настоящее время актуальна задача необходимости расширения охвата посадочных зон и достижения требуемых районов посадки без переноса дат запуска и уменьшения массы полезной нагрузки.

Для этого необходимо рассмотреть форму посадочного аппарата, которая способна осуществить маневренный спуск и обеспечить выполнение задачи посадки в запланированную область поверхности Венеры.

Целью работы является разработка методики проектирования в части структурно-параметрического анализа характеристик посадочного аппарата (ПА) 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.

Методы исследования. В работе использован опыт проектных разработок отечественных ракетно-космических организаций, 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.

Научная новизна. 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 работе получены следующие новые **научные 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 работы 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 работы 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:**

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.

Имеется также **Акт о реализации** в Главном испытательном космическом центре Министерства обороны Российской Федерации имени Г.С. Титова (**ГИКЦ МО РФ им. Г.С. Титова**) результатов **научных исследований**, полученных в рамках диссертационной работы. Использование и внедрение результатов диссертационного исследования Косенковой А.В. 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.

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

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

- XLII, XLIII, XLIV, 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, XLVI, 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 Международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация» (г. Евпатория, 2019);
- 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, 11MS3 (ИКИ РАН, 2019, 2020);
- 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).

Личный вклад соискателя. Все исследования, результаты которых изложены в диссертационной работе, проведены лично соискателем в процессе научной деятельности. Из совместных публикаций в диссертацию включен лишь тот материал, который принадлежит непосредственно соискателю.

Основные 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 полета в атмосфере Венеры до момента приземления.

Глава 1. Описание методики проектирования в части структурно-параметрического анализа характеристик ПА

При проектировании посадочного аппарата следует рассматривать его как большую и сложную техническую систему, находящуюся в динамическом взаимодействии с окружающей средой, составляющими ее подсистемами и агрегатами, с внешними объектами и системами. Таким образом, для проектирования ПА необходимо использовать методику, базирующуюся на системном подходе к проектированию, обеспечивающему получение оптимальных характеристик проектируемого объекта.

При проведении проектных изысканий разрабатывается система критериев для оценки проектируемого изделия (объекта, системы, агрегата и т.д.). При этом определяется приоритетность отдельных критериев, их распределение по иерархической структуре объекта. В наиболее обобщённом виде критерии оценки могут быть: техническими, экономическими, социально-политическими и т.д. В данном случае при проектировании ПА будем руководствоваться техническими критериями как наиболее значимыми.

На представленной ниже схеме приведен системотехнический подход к процессу разработки ПА.



Рисунок 1.1 Процесс разработки ПА

При этом процесс принятия решений (см. рисунок 1.2) рассматривается как ступенчатый процесс, уточняемый по завершении каждой фазы жизненного цикла изделия с использованием объективно разработанных критериев (комплекса проектных критериев).

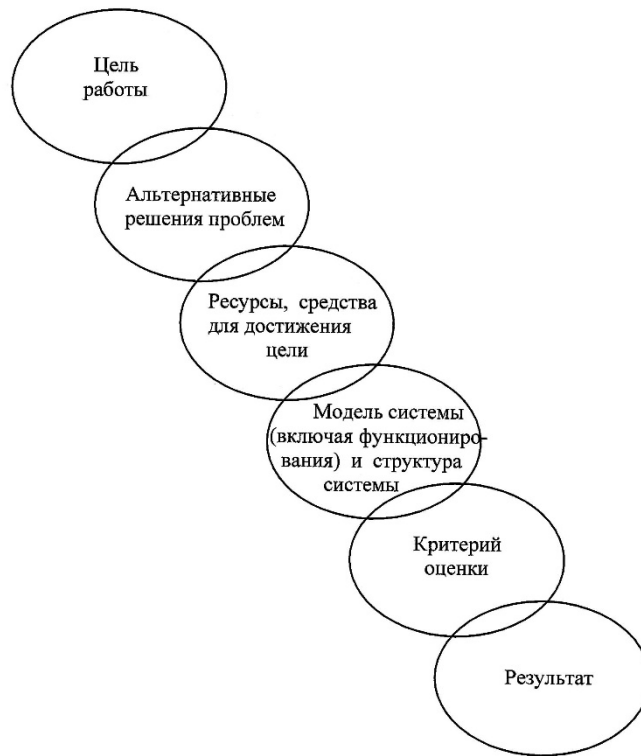


Рисунок 1.2 – Элементы решения системной задачи

В данной работе предлагается общая схема методики, позволяющая оперативно выполнить комплекс расчётных и проектных работ, который в наибольшей степени отражает 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 рассмотрены основные направления, определяющие облик аппарата:

- проработка конструктивно-компоновочной схемы;
- проведение аэродинамических исследований аппарата;
- проведение баллистического анализа траекторий спуска посадочного аппарата;
- предварительный расчет теплового режима аппарата;
- предложения по силовой конструкции аппарата.

Предлагаемая методика предполагает принятие решений по сложным вопросам на основе заранее подготовленных комплексных программ и алгоритмов решения, предусматривает сквозное планирование процесса создания изделия, а также предварительную оценку объекта в соответствии с разработанным комплексом проектных критериев. При этом предполагается также использовать математические методы, использующие и обрабатывающие большой объём технической информации.

Общая схема методики проектирования маневренного ПА включает:

1. Анализ ПА осуществленных миссий.
2. Сравнительный анализ различных типов ПА.
 - Эскизы типовых форм ПА.
 - Объёмный КПД формы (коэффициент заполнения).
 - Расчёт геометрических параметров ПА.
3. Аэродинамический анализ типовых форм ПА.
 - Расчёт аэродинамических характеристик ПА различных типов.
 - Анализ диаграммы действующих аэродинамических сил и определение устойчивости ПА.
 - Расчёт центровочных критериев.
 - Определение взаимного расположения центра масс и центра давления.
4. Анализ баллистики спуска ПА
 - Подготовка исходных данных для расчёта.
 - Решение задачи спуска ПА на поверхность планеты.
 - Схема спуска ПА.
 - Анализ достижимых районов посадки ПА в условиях имеющихся ограничений
5. Анализ теплового режима ПА.
 - Расчет тепловых потоков и температуры в критической точке поверхности ПА.
 - Оценка уноса теплозащитного покрытия ПА.
 - Моделирование картины обтекания ПА при спуске в атмосфере планеты.
 - Оценка изменения аэродинамических характеристик ПА с учетом уноса ТЗП.
6. Конструктивно-компоновочная схема ПА и проектный массовый анализ
 - Внешний облик ПА.
 - Массо-объемные характеристики ПА.
 - Конструктивно-компоновочная схема и объемно-поверхностные характеристики ПА.
7. Предложения и расчеты по силовой конструкции ПА.
8. В результате предварительного проектирования по данной методике осуществляется выбор наиболее рациональной формы ПА и определяются его характеристики.

Перейдем к рассмотрению каждого пункта указанной методики более подробно.

Глава 2. Обзорный анализ автоматических космических аппаратов для изучения Венеры

2.1 Модель атмосферы Венеры

Период обращения Венеры вокруг Солнца составляет 224 суток (год), полный оборот Венеры вокруг оси - 243 суток (звездные сутки). Вокруг оси Венера вращается в сторону, противоположную обращению вокруг Солнца.

Основной составляющей атмосферы Венеры является углекислый газ с небольшим количеством азота. Средний состав атмосферы Венеры: CO₂ – 96.5 %, N₂ – 3.5 %, SO₂ – 150 ppm, Ar – 70 ppm, H₂O – 20 ppm, CO – 17 ppm, He – 12 ppm, Ne – 7 ppm, HCl – 0.1—0.6 ppm, HF – 0.001-0.005 ppm.

Большое количество CO₂ в атмосфере вместе с парами воды, сернистым газом и составляющими облаков создаёт сильный парниковый эффект, повышая температуру Венеры до 500 °С: средняя температура поверхности планеты – 467 °С. Из-за плотной тропосферы разница температур между дневной и ночной сторонами незначительна. Плотность у поверхности планеты составляет 64,8 кг/м³. Сплошной облачный слой находится на высотах от 47 до 72 км и состоит в основном из капель серной кислоты концентрации 75-85%.

На поверхности Венеры давление достигает 92 атмосфер. На высоте 50 км атмосферное давление примерно равно давлению на поверхности Земли. Область от 52.5 до 54 км имеет температуру между 20 °С и 37 °С. Высота верхней границы облаков находится на высоте 70±2 км при слабой зависимости от местного времени. К высоким широтам высота верхней границы облаков уменьшается до 62-65 км [38]. Основное население облаков – микронные частицы, состоящие из 75 – 85% серной кислоты. Надоблачная дымка переменна и наблюдается до 90 км на дневной стороне и несколько ниже (до 80-85 км) на ночной, подоблачная дымка наблюдалась до 30 км. Дымка состоит из субмикронных частиц, состав которых может быть отличным от основного облачного слоя.

Скорость зонального ветра вблизи поверхности по измерениям аппаратов «Венера» и «Вега» составляет 0 – 2.5 м/с и растет от поверхности до верхней границы облаков (68 – 72 км) до 100 м/с, падая с высотой над облаками.

В качестве расчетной модели атмосферы Венеры на данный момент используется Коспаровская модель атмосферы Венеры VIRA-30 (Venus International Reference Atmosphere - Международная справочная атмосфера Венеры) [70], [80], [89].

Модель VIRA построена на основе данных, накопленных до 1985 года. Она представляет собой полный обзор всех данных того времени. После 1985 года были получены новые результаты, которые могут дополнить эту модель в соответствии с ее структурой. Новым

результатом являлось создание модели атмосферы в области высот 55-100 км, зависящей от местного времени [55].

Вертикальные профили плотности, давления и температуры согласно модели VIRА-30 приведены на рисунке 2.1 (см. таблицу А.1 приложения А), где также для сравнения приведены те же параметры для земной атмосферы [11]. Из приведенных графиков можно заметить, что на границе параметры атмосфер более схожи, нежели у поверхности планет, где различие составляет несколько порядков.

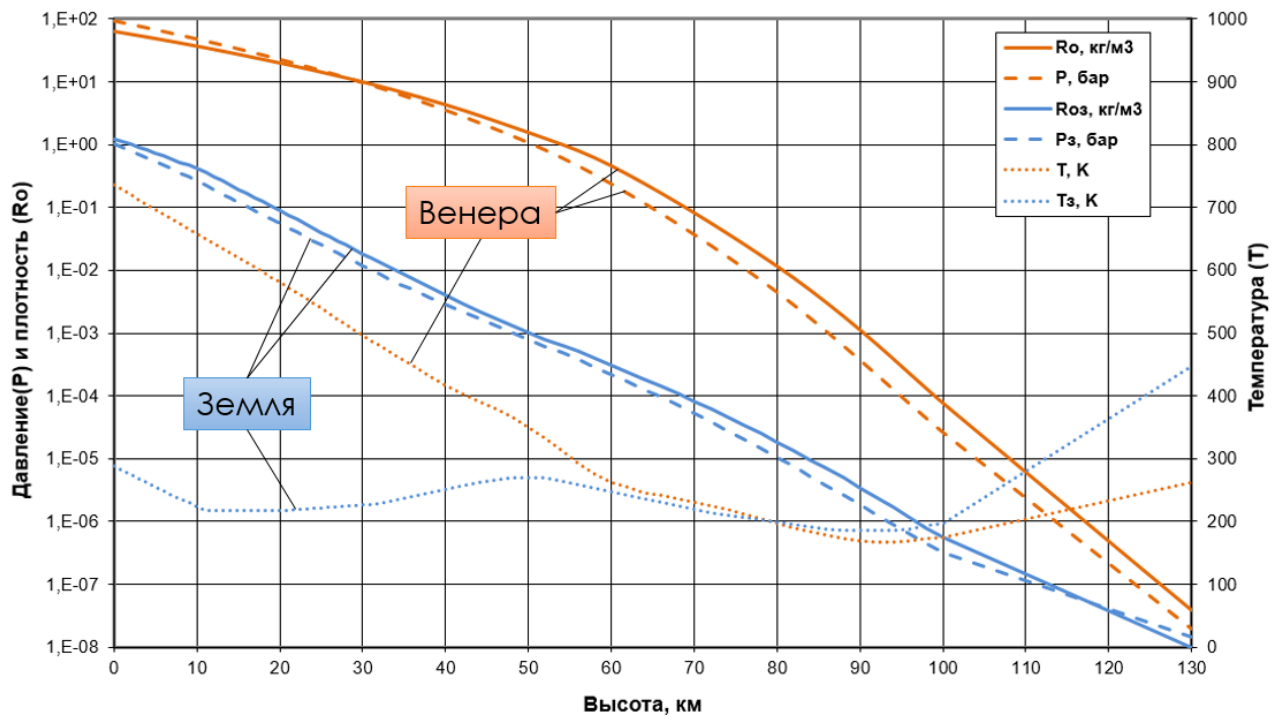


Рисунок 2.1 – Параметры атмосферы Венеры и Земли

2.2 Исследования Венеры аппаратами СССР, США, Европейского союза и Японии

Исследования Венеры с помощью космических аппаратов (КА) начались в СССР в 1961 году с запуска автоматической межпланетной станции (АМС) «Венера-1». Список и краткий обзор запущенных к Венере КА в СССР приведен в таблице А.2 Приложения А.

Все советские посадочные аппараты, начиная с ПА «Венера-4», имели сферическую форму. Корпус ПА «Венера-4,-5,-6» был выполнен из АМг-6, что привело к тому, что он не выдержал давления у поверхности порядка 90 атм., о котором тогда было еще неизвестно, и был «раздавлен атмосферой», т.е. разрушен. Корпус ПА «Венера-7» с учетом опыта предыдущих миссий был выполнен из титана и рассчитан на давление до 180 атм. Сферическая форма ПА была выбрана, поскольку при работе под высоким внешним давлением такая форма наиболее выгодна в отношении механической прочности.

Последние запущенные советские посадочные аппараты в составе автоматических межпланетных станций были ПА «Вега-1, -2», общий вид которых приведен на рисунке 2.2.

Первый успешный американский аппарат к Венере был запущен в 1962 году. Список и краткий обзор запущенных аппаратов к Венере NASA приведен в таблице А.3 Приложения А.

Единственными американскими спускаемыми аппаратами были зонды в рамках миссии «Пионер-Венера-2», которые были конической формы (см. рисунок 2.3)

Исследование Венеры аппаратами других космических агентств включало только орбитальные аппараты, приведенные в таблице А.4 Приложения А.

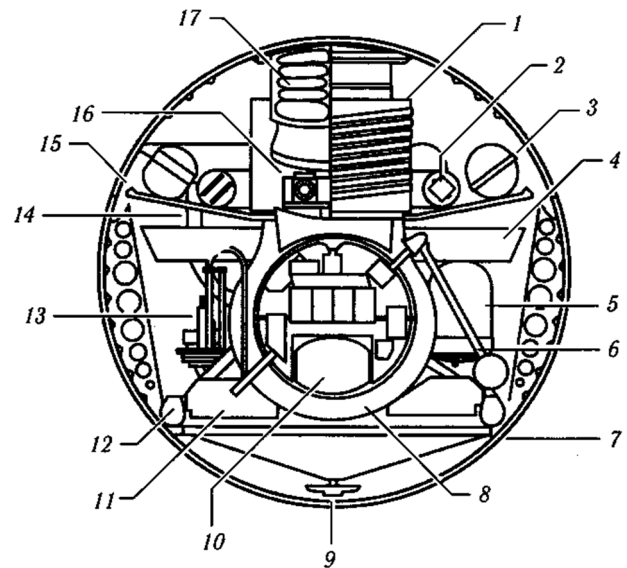


Рисунок 2.2 – Посадочный аппарат автоматической межпланетной станции «Вега» (фото из музея АО «НПО Лавочкина» [2]):

1 - антенна, 2 - отсек с аэростатом, 3 - гелиевый баллон, 4 - аэродинамический щит - стабилизатор посадочного аппарата, 5 - газовый хроматограф, 6 - ультрафиолетовый спектрометр, 7 - теплозащитная оболочка посадочного аппарата, 8 - теплоизоляция, 9 - демпфер для гашения колебаний, 10 - аккумулятор, 11 - стабилизаторы, 12 - посадочный тор, 13 - бур и система забора образцов пород, 14 - трубопровод системы охлаждения перед отделением посадочного аппарата от станции, 15 - аэродинамический тормоз аэростата, 16 - блок научных приборов, 17 - парашют

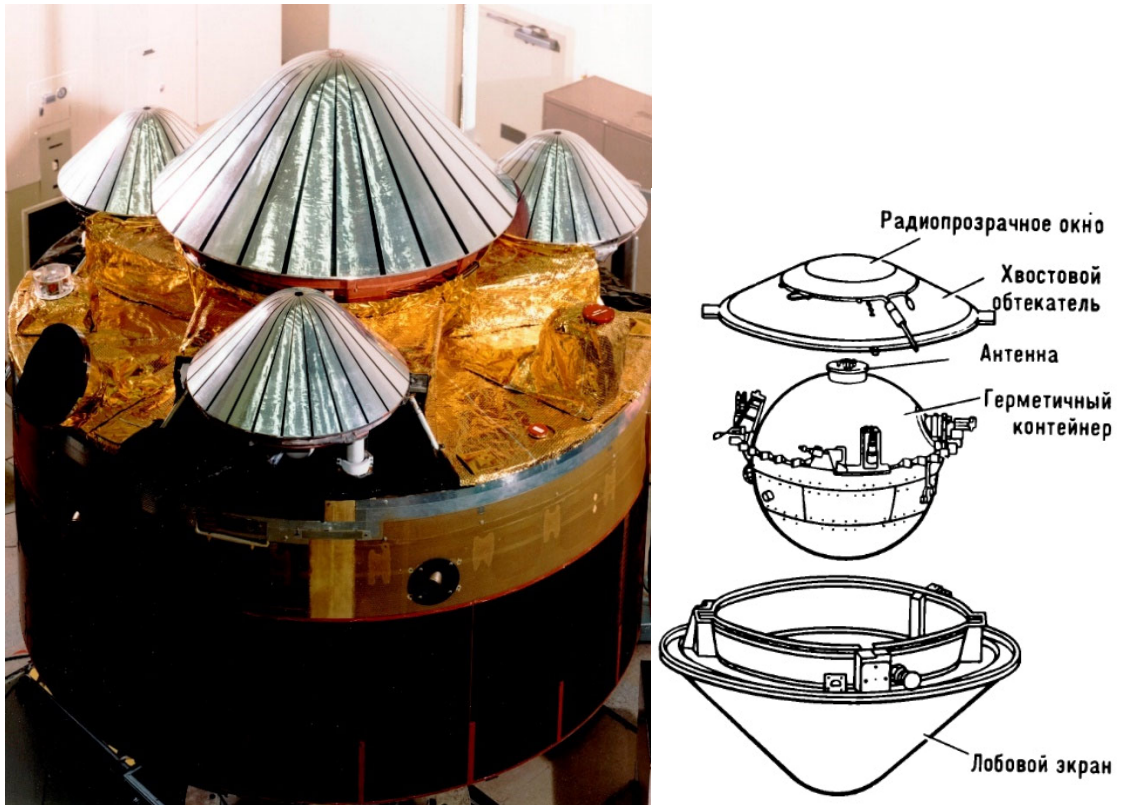


Рисунок 2.3 – Автоматическая межпланетная станция «Пионер-Венера-2» с одним большим зондом в центре и тремя идентичными малыми [90]

2.3 Планируемые миссии по исследованию Венеры

В настоящее время предложено порядка 10 будущих миссий к Венере, среди которых проекты «Венера-Д», «Venus Flagship Mission (VFM)», «Venus Mobile Explorer (VME)», «DAVINCI+», помимо прочих элементов миссии, предполагают наличие посадочного аппарата для проведения измерений у поверхности.

Планируемые миссии по исследованию Венеры, включающие посадочные аппараты приведены в таблице А.5 Приложения А.

В рамках миссий «Venus Flagship Mission (VFM)» (см. рисунок 2.4), «Venus Mobile Explorer (VME)» (см. рисунок 2.5) и «DAVINCI+» (см. рисунок 2.6) предполагается использование лобового экрана конической формы, аналогичного зондам миссии «Пионер-Венера-2» (диаметр 1.42 м со сферическим конусом 45°), но с увеличенным диаметром.

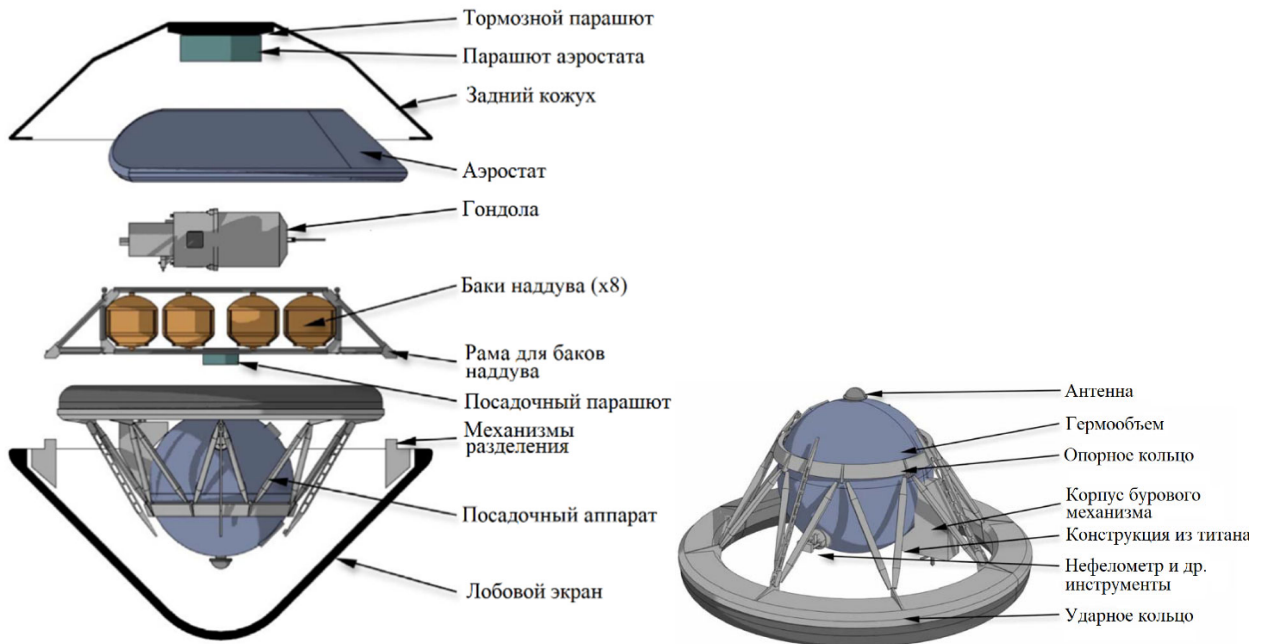


Рисунок 2.4 – Концепция посадочного аппарата миссии «Venus Flagship Mission (VFM)»

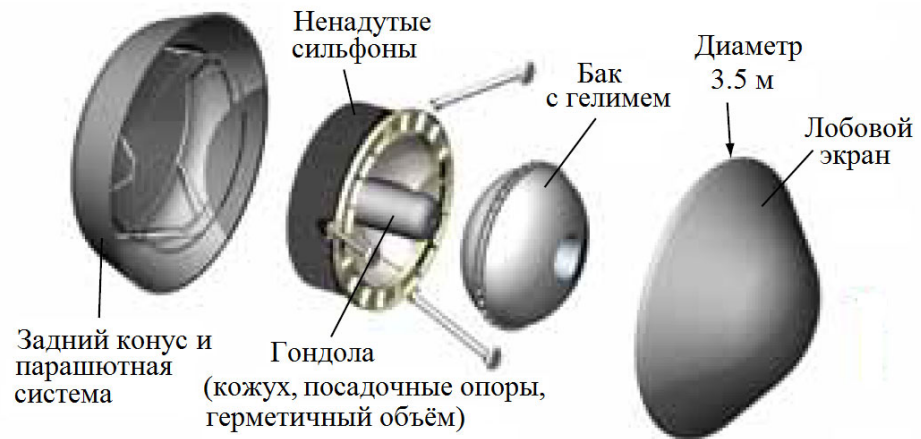


Рисунок 2.5 – Общий вид посадочного аппарата миссии «Venus Mobile Explorer (VME)»

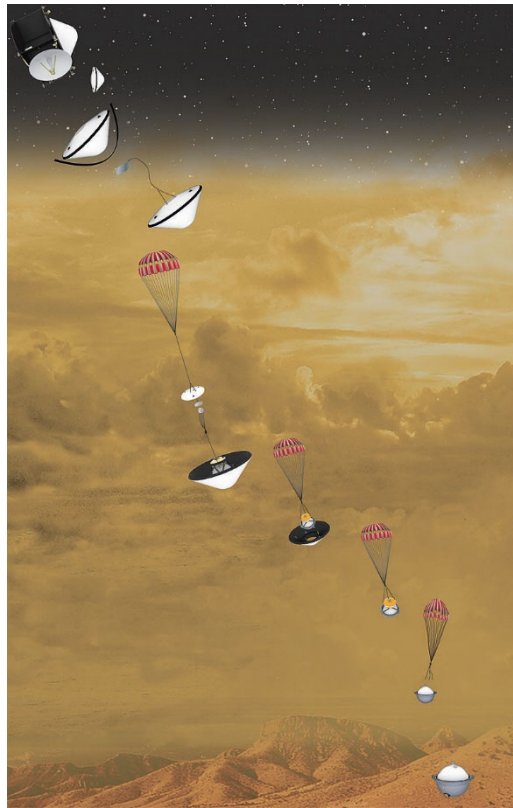


Рисунок 2.6 – Концепция посадки исследовательского зонда миссии «DAVINCI+»

В рамках миссии «Венера-Д» исполнение посадочного модуля предполагается аналогом посадочных аппаратов КА серии «Венера» и «Вега» (см. рисунок 2.7), а также рассматривается вариант аппарата на основе спускаемого аппарата КА «Экзомарс», который имеет конический лобовой экран со сферическим конусом 70° (см. рисунок 2.8).

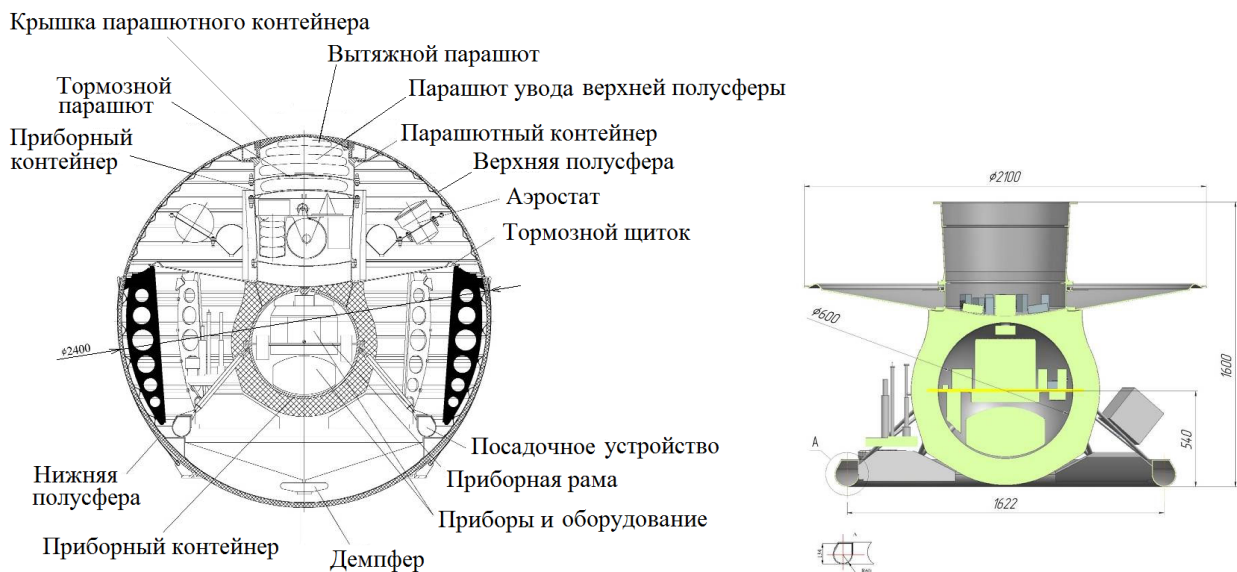


Рисунок 2.7 – Посадочный аппарат миссии «Венера-Д», аналогичный аппаратам серии «Вега»

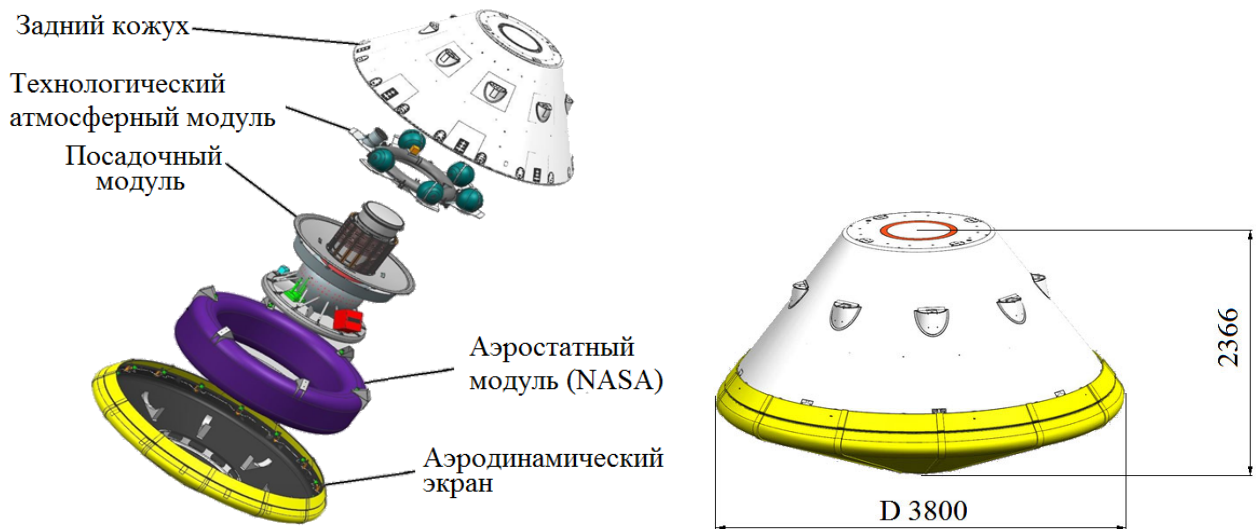


Рисунок 2.8 – Посадочный аппарат миссии «Венера-Д», аналогичный аппарату «Экзомарс»

В настоящее время в рамках миссии «Венера-Д» ведутся также исследования со стороны США по созданию Венерианской Атмосферной Маневренной Платформы (ВАМП), концепция которой представлена на рисунке 2.9. ВАМП представляет собой «надувной самолет» трапецевидной формы, который разворачивается и надувается в космосе перед входом в атмосферу, которая составляет ~ 11 км/с. В нем используется как сила плавучести за счет наддува оболочки, так и аэродинамическая подъемная сила для поддержания и контроля высоты. Наддутый корпус планируется использовать как систему входа и систему плавучести и тем самым обеспечить потенциально экономию массы. После осуществления входа ВАМП использует солнечную энергию на дневной стороне для подъема на высоту 60 км, а ночью он отключается и опускается до 50 км. ВАМП не может оставаться только на солнечной стороне Венеры, но он может маневрировать по широте.

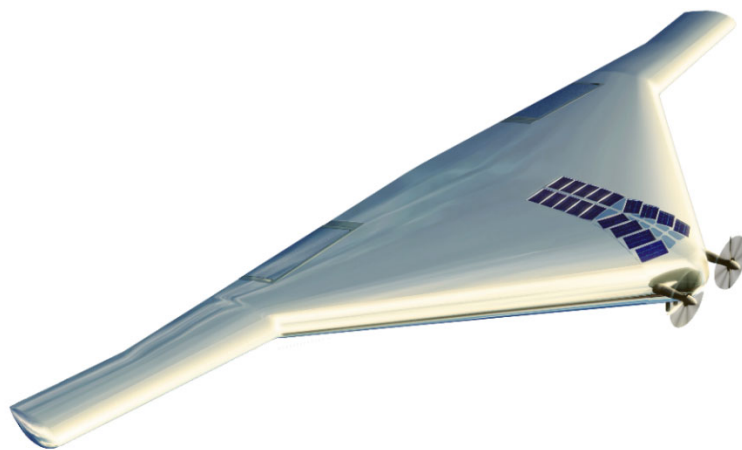


Рисунок 2.9 – Концепция Венерианской Атмосферной Маневренной Платформы (ВАМП)

Таким образом, уже на данный момент в научном сообществе задумываются о возможности совершения маневров в атмосфере Венеры путем применения различных аппаратов. Масса предлагаемой концепции ВАМП составляет около 1200 кг перед входом в атмосферу, при этом плавающая в атмосфере масса составляет около 500 кг с 30 кг полезной нагрузки. В этой связи более комплексным представляется рассмотрение создания посадочного аппарата, обладающего возможностью маневрирования, а также способного осуществлять научные измерения не только в процессе спуска в атмосфере, но и на поверхности планеты.

В рамках данной работы предлагается рассмотреть создание маневренного посадочного аппарата, который сможет не только маневрировать и производить требуемые научные измерения в процессе спуска, но и осуществить посадку в заданный район для его дальнейшего исследования.

2.4 Сравнительный анализ различных типов посадочных аппаратов на Венеру

Советские посадочные аппараты, как было указано выше, имели сферическую форму. Такие аппараты относятся к классу баллистических аппаратов, характеризующихся нулевым аэродинамическим качеством при скоростях, когда $M > 5$, т.е. $K_{\text{гип}} = 0$ и не обеспечивающих возможности маневрирования на участке спуска в атмосфере.

Кроме того, как видно из компоновки данного аппарата (см. рисунок 2.1 и 2.6), остаются большие объемы неиспользуемого пространства.

Аналогично, если рассматривать зарубежные проекты, то единственные американские посадочные аппараты рамках миссии «Пионер-Венера-2», хоть и имели иную, коническую форму, также относились к классу баллистических аппаратов и имели нулевое аэродинамическое качество для диапазона скоростей при $M > 5$.



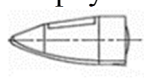
Использование аппаратов сферических (советские) и конических (американские) форм на начальных этапах исследования планеты было вызвано простотой и надежностью их конструкции, поскольку первостепенной задачей было достижение аппаратом поверхности с работоспособной аппаратурой, так как первые посадочные аппараты, запущенные к Венере, были разрушены под воздействием высокого давления атмосферы планеты (спускаемые аппараты «Венера-4, 5, 6» были разрушены на высотах от 25 до 11 км).

В настоящее время помимо данной первостепенной задачи достижения поверхности с работоспособной аппаратурой перед посадочным аппаратом может стоять задача достижения требуемого района посадки [100]. Поэтому актуально рассмотреть форму посадочного аппарата, которая способна осуществить маневренный спуск и обеспечить большую широту охвата для выполнения задачи посадки в запланированную область поверхности Венеры.

Рассмотрим различные типы посадочных аппаратов, классифицировав их по такому аэродинамическому параметру как величина аэродинамического качества на гиперзвуковых скоростях, т.е. при $M > 5$ (отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления), и проведем сравнение их характеристик (см. таблицу 2.1).

Таблица 2.1

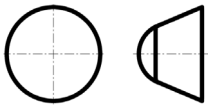
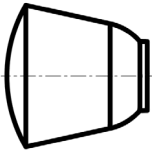
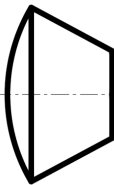
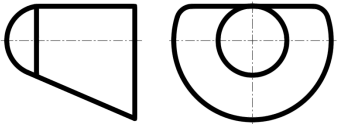
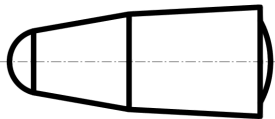
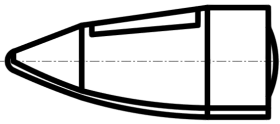
Сравнительные характеристики различных типов посадочных аппаратов

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 $M < 1$	$K_{доз}$ $\bar{K}_{пос} = K_{доз}/K_{гип}$	0 1	0...0.5 1.5	2...3.5 2.5
Сравнительные массовые характеристики	$K_m = G_{ВПА}/G_{ВПА б.}$	1	1.2	1.5
Объемный КПД (коэффициент заполнения)	$K_{зап} = 4.836 \cdot \frac{V_{\Sigma}^{\frac{2}{3}}}{S_{\Sigma}}$	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				

В таблице 2.2 приводятся варианты форм посадочных аппаратов рациональных как по аэротермодинамическим характеристикам, так и по управляемости на участке спуска в зависимости от скорости входа в атмосферу.

Таблица 2.2

Рациональные варианты форм посадочного аппарата в зависимости от диапазона скоростей входа в атмосферу

Вариант формы ПА	$K_{гип.}$	$K_{зап.}$	K_m	$L_{бок.}, км$	Диапазоны скоростей, км/с			
					I	II	III	IV
 Баллистические аппараты типа «притупленный конус»	0	$1 \div 0.9$	1	0	+	-	-	-
 Сегментально-конические аппараты «скользящего спуска» типа «Союз»	0.3	$0.95 \div 0.85$	1.2	0-40	+	-	-	-
 Сегментально-конические аппараты «скользящего спуска» типа «Аполлон»	0.5	$0.9 \div 0.8$	1.28	0-70	+	+	-	-
 Полуконические аппараты класса «несущий корпус»	0.7	$0.85 \div 0.75$	1.3	0-100	+	+	-	-
 Аппараты класса «несущий корпус» (упрощенная форма)	0.8	$0.85 \div 0.75$	1.4	до 900	-	+	+	-
 Аппараты класса «несущий корпус»	1.5	$0.75 \div 0.6$	1.5	от 1000	+	+	+	+
Примечания I - 7.2..10.4 км/с – первая космическая скорость и более; II - 10.4..12.5 км/с – вторая космическая скорость и более; III - 12.5..15 км/с – умеренные гиперболические скорости; IV - 15..21 км/с – предельные гиперболические скорости.								

Как можно заметить из таблиц 2.1 и 2.2, переход к аэродинамическим формам с $K_{\text{гип.}} = 1 \div 1.5$ (аппараты класса «несущий корпус») приводит к увеличению инертной массы конструкции (о чем свидетельствует коэффициент K_m – относительный параметр, показывающий отношение массы посадочного аппарата данной аэродинамической формы к аппарату баллистического класса), что является «платой» за увеличение маневренности аппарата для диапазона скоростей при $M > 5$.

Наибольшая плотность компоновки аппарата обеспечивается для форм с коэффициентами заполнения, стремящимися к 1. Приближённая среднестатистическая зависимость коэффициента заполнения от геометрических характеристик хорошо подходит для целей первоначального проектного анализа аппарата и может быть представлена следующей формулой:

$$K_{\text{зап.}} = 1 - 0.2 \cdot K_{\text{гип.}}^{0.975}$$

Общая формула для объемного КПД, приведенная к безразмерной форме, выглядит следующим образом:

$$K_{\text{зап.}} = 4.836 \frac{(V_{\Sigma})^{\frac{2}{3}}}{S_{\Sigma}},$$

где V_{Σ} – суммарный объём аппарата; S_{Σ} – общая площадь поверхности аппарата.

Рассмотрим подробнее аппараты, приведенные в таблицах 2.1, 2.2 и классифицированные по величине аэродинамического качества для скоростей при $M > 5$ [24].

Аппараты баллистического класса характеризуются нулевым аэродинамическим качеством $K_{\text{гип.}}=0$ для диапазона скоростей при $M > 5$. Для аппаратов данного класса характерна самая примитивная форма – шар, идеальная форма с точки зрения компоновки (коэффициент заполнения стремится к 1), однако аэродинамическое качество отсутствует. Управление движением во время посадки невозможно, большая крутизна траектории, и, как следствие, вхождение аппарата в плотные слои атмосферы на большой скорости, что приводит к сильному аэродинамическому нагреву аппарата и к большим перегрузкам. Примерами аппаратов данного класса являются аппараты типа «Венера», «Вега», «Восток», «Восход» (Россия) и «Mercury» (США), возвращаемые баллистические капсулы «Радуга» (Россия), «Bios» и «Discoverer» (США).

Полубаллистические аппараты – аппараты класса «скользящий спуск». К аппаратам данного класса относятся спускаемые аппараты типа «Союз» (Россия), «Gemini», «Apollo» и беспилотный «Зонд» (Россия).

Современные «Союзы» (точнее, их спускаемые аппараты) представляют из себя простейшие аэродинамические конфигурации – усеченный конус с двумя основаниями сферической формы. Применяется управление спуском с помощью поворота по крену. У аппаратов класса «скользящий спуск» выше показатели аэродинамического качества: $K_{гип}=0.2-0.5$, чем у баллистических капсул

Основные достоинства спускаемых аппаратов «скользящего спуска»:

1. При разработке сегментально-конических спускаемых аппаратов их создатели полагаются на базовые показатели летных образцов, массовые, аэродинамические, аэротермодинамические характеристики и компоновочные особенности которых хорошо исследованы. Богатая статистика исследований при проектировании аппаратов такого класса позволяет прогнозировать характеристики других аэродинамических классов спускаемых аппаратов и капсул.
2. Высокий объемный КПД аппаратов сегментально-конической формы дает возможность уменьшить массу конструкции, теплозащиты, комплекса средств посадки, и т.д., что очень важно в условиях острого объемно-массового дефицита.
3. Спускаемые аппараты такой формы хорошо исследованы в области компоновочных характеристик, эргономики и элементов управления. Это позволяет выбрать оптимальную с точки зрения воздействия перегрузок схему спуска на всех участках полета аппарата.
4. Сегментально-конические спускаемые аппараты имеют рациональную форму корпуса, что дает возможность свести массу теплозащитного покрытия до минимума.

Недостатки:

1. Сильный аэродинамический нагрев и большие перегрузки на гиперболических скоростях, которые возникают при возвращении аппаратов после завершения экспедиций к планетам Солнечной системы.

Бескрылые аппараты класса «несущий корпус» ($K_{гип}=0.8-1.5$). Спуск в атмосфере Земли со второй космической скоростью привел к отказу от аппаратов баллистического класса, а наличие небольшого аэродинамического качества оказалось обязательным условием для реализации входа в атмосферу с приемлемыми перегрузками и с соответствующим снижением уровня аэродинамического нагрева поверхности аппарата [45], [47].

Аппараты класса «несущий корпус» для диапазона скоростей при $M>5$ [62] по простоте аэродинамических обводов близки к аппаратам «скользящего спуска», а по своим аэродинамическим характеристикам приближаются к крылатым ракетопланам.

Привлекательность аппаратов класса «несущий корпус» для использования в космических программах привела к участию в исследовании их характеристик целого ряда аэрокосмических фирм и научно–исследовательских организаций, в первую очередь в США [4], [21], [35], [49], а также и в других странах (Россия, Германия, Япония, Китай).

Для аппаратов класса «несущий корпус» характерны маневренность и управляемость на участке входа в атмосферу, что решает задачу достижения требуемого района посадки. Спуск аппарата осуществляется с небольшими, по сравнению со значениями для баллистических аппаратов, перегрузками, что может помочь в решении задачи достижения поверхности с работоспособной аппаратурой.

Еще одна особенность аппаратов класса «несущий корпус» – приемлемое аэродинамическое качество на дозвуковых скоростях. Данное обстоятельство заставило исследователей, в первую очередь американских, обратиться к аппаратам такого класса как к аппаратам, потенциально способным обеспечить посадку на аэродромную полосу. Американские фирмы в 1965 ÷ 1976 гг. провели ряд дорогостоящих исследовательских программ («Asset», «Prime» и «Pilot» [31]), спроектировав и испытав несколько аэрокосмических аппаратов класса «несущий корпус».

Попытка улучшить посадочные характеристики аппаратов класса «несущий корпус» приводила к существенному усложнению конструкции корпуса и бортовых систем из-за резкого уменьшения сечения кормовой части. Это не позволяло эффективно располагать отсеки внутри аппарата и приводило к уменьшению объемного коэффициента заполнения.

Высокие аэродинамические показатели помогают снизить перегрузку и уменьшить аэродинамический нагрев корпуса. Еще в середине 1950-х в процессе поиска оптимальной формы было обнаружено, что усеченный конус с закругленной носовой частью, срезанный вдоль направляющей, обладает определенным аэродинамическим качеством. Продувки в аэродинамических трубах показали, что такие аппараты с малым удлинением развивают подъемную силу, достаточную не только для некоторого маневрирования на высоких скоростях при $M > 5$, но теоретически и для осуществления горизонтальной «самолетной» посадки. Коэффициент заполнения стремится к 0.85, тепловая нагрузка и перегрузка для скоростей, когда $M > 5$, находятся в приемлемых диапазонах по сравнению с аппаратами баллистического спуска.

Преимущества и недостатки аппарата класса «несущий корпус»:

Для диапазона скоростей входа в атмосферу, когда $M > 5$, аппараты класса «несущий корпус» имеют следующие преимущества по сравнению с баллистическими и полубаллистическими классами аппаратов:

1. Низкие перегрузки, что обеспечивает сохранность работоспособности аппаратуры при спуске в атмосфере. При одних и тех же параметрах входа в атмосферу Венеры для

аппарата класса «несущий корпус» максимальная перегрузка составляет 94 [82], [83], а для аппарата баллистического класса –120 [91].

2. Высокие аэродинамические характеристики позволяют совершать значительные боковые манёвры, что решает задачу достижения требуемого района посадки и увеличивает широту охвата посадочных зон.
3. Высокая эффективность формы с точки зрения возможностей компоновки и, соответственно, перемещения центра тяжести к носовой части аппарата, что обеспечивает большую устойчивость аппарата при спуске.
4. Эффективность теплозащиты: в силу уменьшения температурных и аэродинамических нагрузок на аппарат — снижение массы теплозащиты и силовой конструкции.
5. Возможность создания эффективной системы управления аппарата класса «несущий корпус» на малых скоростях, без сложной автоматики (пример – SV-5 по программе Start).

Недостатки:

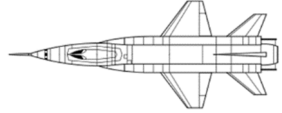
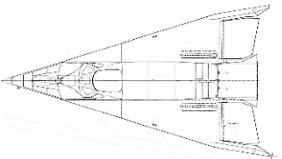
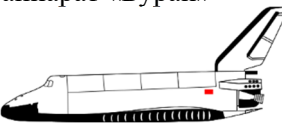
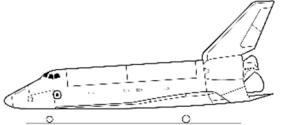
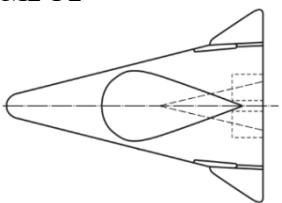
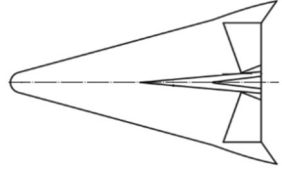
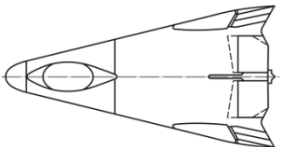
1. Малая подъемная сила на трансзвуковых ($M=0.75\div 1.2$) и дозвуковых скоростях по сравнению с крылатыми аппаратами.
2. Зависимость аппаратов класса «несущий корпус» от угла входа в плотные слои атмосферы. При неправильном угле входа аппарат может разрушиться, что предъявляет высокие требования к системе стабилизации и управления аппаратом на участке входа в плотные слои атмосферы.
3. Массогабаритные характеристики уступают аппаратам класса «скользящий спуск».

Если говорить об аппаратах класса «несущий корпус» в целом: в настоящее время только два государства обладают опытом создания и эксплуатации подобного типа космических аппаратов: США и Россия. С недавнего времени к ним присоединилось ESA, которое занимается разработкой беспилотного суборбитального космического корабля «IXV» (промежуточный экспериментальный аппарат). В США была построена целая серия больших космических кораблей многоразового использования «Space Shuttle», а в настоящее время ведутся работы по космическому кораблю «Dream Chaser», в СССР и России — корабль «Буран».

Следует упомянуть, что несмотря на исключительное разнообразие конфигураций аппаратов класса «несущий корпус», есть одно сближающее их свойство – удлинение формы (отношение общей длины аппарата к максимальному поперечному габаритному размеру), составляющее $\lambda=1.5..3$ в зависимости от реализуемого аэродинамического качества ($K_{\text{тип}} = 0.8..2$)

Проектные характеристики некоторых посадочных аппаратов класса «несущий корпус» приведены в таблице ниже.

Проектные характеристики аппаратов класса «несущий корпус»

Характеристики аппарата	Посадочная масса аппарата, т	Длина аппарата, м	Полезный объем, м ³	Расчетная несущая поверхность, м ²	Аэродинамическое качество	
					$K_{гип}$	$K_{доз}$
Ракетоплан X-15 	5.8	15.25	–	15	–	3.5-5
X-20 Dyna-Soar 	5.2	10.77	2	22	0.8-2.18	3.3-4.5
Орбитальный аппарат «Буран» 	82	36.4	350	380	1.74	6.1
Орбитальный аппарат «Space Shuttle» 	110	38.1	65.8	195	1.32	5.95
M2-F2 	1.815-3.63	6.76	–	15	1.2	3.1-3.5
HL-10 	2.22-4.6	6.76	–	15	1.2-1.3	3.3-4
SV-5 	2.27-4.50	7.47	–	15.5-17.7	1.2-1.4	3.8-4.6

Характеристики аппарата	Посадочная масса аппарата, т	Длина аппарата, м	Полезный объем, м ³	Расчетная несущая поверхность, м ²	Аэродинамическое качество	
					$K_{гип}$	$K_{доз}$
Орбитальный самолет «Спираль» 	4.5	8	2	9.2	0.8-1.5	4-4.5
ВКС «Гермес» 	14-15	17.9	35		1.3	6
Клипер 	7.1-9.8	7	20	30	0.6-1.8	4-5
IXV 	1.8	5	8	11	0.7-1.2	0.5-1.2
Dream Chaser 	~6	9	16	45		

С учетом указанного опыта проектирования аппаратов класса «несущий корпус» в работе предлагается рассмотреть аппарат класса «несущий корпус» модифицированной формы (см. рисунок 2.10) [45].

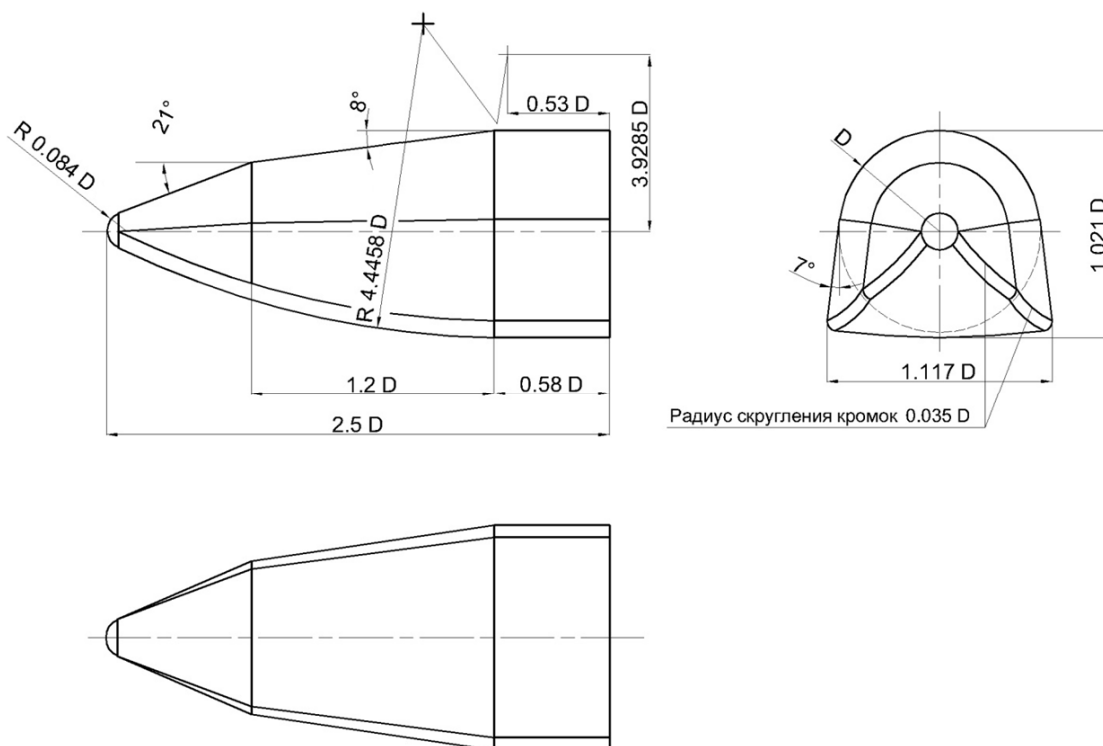


Рисунок 2.10 – Теоретические обводы аппарата класса «несущий корпус»

2.5 Выводы к главе 2

Высокое давление у поверхности Венеры, плотная и непрозрачная в видимом диапазоне атмосфера планеты создали довольно большие трудности при проектировании первых ПА, у которых была лишь одна задача – посадка на поверхность планеты с работоспособной аппаратурой. Такие ПА имели сферические и конические конфигурации и не позволяли маневрировать для достижения требуемого района посадки. Их места посадки лежали в низких широтах и ограничивались баллистической схемой перелета.

Поскольку долготу точки посадки ПА практически невозможно варьировать временем прилёта при схеме с отделением ПА на подлётной траектории, задача расширения области достижимых мест посадки без переноса даты запуска и уменьшения массы полезной нагрузки является актуальной.

Решение задачи создания ПА на Венеру, который увеличит широту охвата посадочных зон и обеспечит достижение требуемого района посадки, сводится к следующей последовательности действий:

1. Расчет аэродинамических характеристик различных вариантов аэродинамических форм ПА для осуществления маневренного спуска на поверхность Венеры и выбор наиболее рациональной формы ПА.

2. Расчет траекторий спуска ПА, оценка величины осуществляемого бокового маневра и достижимых районов посадки на поверхности Венеры для ПА различных конфигураций.
3. Расчет теплового режима ПА и изменение его аэродинамических характеристик с учетом уноса абляционного слоя теплозащитного покрытия.
4. Определение требований к внешнему облику, конструктивно-компоновочной схеме и проведение массогабаритного анализа.

Глава 3. Аэродинамический анализ типовых форм посадочных аппаратов

Разработка ПА, в первую очередь, связана с проведением проектных работ по выбору его формы, которая обладала бы максимально возможным объемом для размещения полезной нагрузки в виде научных приборов и другого рабочего оборудования. Выбор же формы ПА неразрывно связан с определением аэродинамических характеристик, обеспечивающих надежность спуска и попадание в требуемый район посадки.

При проектировании ПА для доставки полезного груза на поверхность планеты значительное внимание уделяется определению сил, обусловленных действием на ПА атмосферного газового потока. Без оперативной и точной информации об этих нагрузках практически невозможно решить такие задачи, как выбор рациональной формы и компоновка аппарата.

Отправной точкой для проектирования ПА является определение необходимого аэродинамического качества как основного параметра, влияющего на перегрузки и располагаемый боковой маневр при спуске в атмосфере со скоростями, когда $M=1.2 \div 5$ и $M > 5$. После определения необходимого аэродинамического качества необходимо выбрать форму ПА, обеспечивающую балансировку с необходимым запасом аэродинамической устойчивости и обладающей максимальным коэффициентом объёмного заполнения $K_{\text{зап}}$, что и будет рассмотрено в данной главе.

На различных этапах проектирования и разработки посадочных аппаратов, осуществляющих движение в плотных слоях атмосферы, для определения с требуемой точностью их аэродинамических характеристик в заданных диапазонах скоростей полета используются различные методы.

Из всего многообразия теорий наиболее простой и довольно часто используемой, особенно при поисковых параметрических исследованиях и оценках возможностей той или иной формы на основном участке торможения (когда $M > 5$), является теория Ньютона, которая позволяет получать достоверные результаты, качественно правильно описывающие зависимости аэродинамических характеристик от геометрических параметров и угла атаки обтекаемого тела.

В ходе данной работы рассматривается численный метод расчета аэродинамических характеристик ПА с применением теории обтекания Ньютона, реализованный в программно-вычислительном комплексе.

Обработка экспериментальных данных показывает, что точность данной теории вполне приемлема для инженерных расчетов аэродинамических характеристик широкого класса тел на этапе предварительного проектирования.

Для подобных инженерных расчетов с целью получения аэродинамических характеристик наиболее известными являются разработанные программные комплексы, применяемые в ракетно-космической промышленности: «АРГОЛА» и «АРГОЛА-2» [16], [22], «SMILE» [54], «Высота» и «Высота-2» [44], SCARAB [94], RAMSES [93]. Данные программные комплексы имеют достаточно высокую точность результатов, однако это связано с многочасовыми временами расчета даже на мощных компьютерах, кроме того, требуется большой объем подготовительной работы. При этом получаемая информация в результате проведенных расчетов весьма обширна и часто является излишней для технических и проектных задач. Если говорить об оперативном учете конструкционных и функциональных особенностей современных аппаратов, рассматриваемые программные комплексы не обладают достаточной гибкостью и требуют большие временные затраты на подготовительные операции.

Указанные недостатки в определенной степени устранены в расчетной методике, разработанной в АО «НПО Лавочкина» и реализованной в программном комплексе «AIRSOL» [59], однако он также требует достаточно больших временных затрат, расчетных мощностей и содержит избыточную информацию для проведения предварительных проектных расчетов.

Особенностями технологии проектирования космической техники, в том числе посадочных аппаратов, являются рассмотрение различных вариантов форм ПА для обоснования выбора наиболее рациональной, достаточно частая смена конструкционной схемы и массы ПА, баллистических параметров входа в атмосферу и др. Все это накладывает определенные требования к расчетным методам: они должны обладать достаточно высокой точностью расчета (требуемой на данном этапе), быть оперативными, т.е. требовать минимальных затрат времени на подготовку данных к запуску расчету и непосредственное проведение расчетов.

В данной главе рассматривается создание простой в применении инженерной программы с целью оперативного получения результатов определения аэродинамических характеристик для диапазона скоростей при $M > 5$ для форм тел любой сложности с достаточной точностью для проведения предварительных проектных расчетов.

3.1 Расчет аэродинамических характеристик посадочных аппаратов различных типов

Аэродинамические характеристики ПА, определяющие траекторию и степень устойчивости движения аппарата в атмосфере, представляют совокупность безразмерных аэродинамических коэффициентов, зависящих от пространственного угла атаки и числа Маха.

Расчет аэродинамических характеристик будем проводить численным методом по теории обтекания Ньютона [6], [18], поскольку она позволяет рассчитывать аэродинамические характеристики тел любой формы для всего диапазона углов атаки, а также дает достаточно

объективные оценки величины аэродинамических характеристик в диапазоне скоростей при $M \gg 1$, т.е. для рассматриваемого диапазона скоростей при $M > 5$.

3.1.1 Теория обтекания Ньютона

Теория Ньютона предполагает, что среда, обтекающая тело, состоит из одинаковых частиц, расположенных на равном расстоянии друг от друга и не взаимодействующих между собой [32].

Действительный механизм взаимодействия молекул газа с твердыми границами тела в принципе отличается от ньютоновского. Однако при обтекании тел газом с очень большой скоростью, когда $M > 5$, картина течения сходна с той, которая была принята Ньютоном при рассмотрении неупругого столкновения частиц с телом: скачок уплотнения вплотную приближается к поверхности, т.е. $V = V_\infty$ почти до столкновения частиц с телом, нормальная составляющая скорости за скачком уплотнения мала, тангенциальная составляющая скорости в скачке уплотнения не изменяется, в областях разрежения (в «аэродинамической тени») коэффициент давления стремится к нулю (см. рисунок 3.1).

На основе этих гипотез была получена зависимость для определения коэффициента давления в точке тела. Покажем вывод соотношений, используемых в методе Ньютона.



Рисунок 3.1 – Приблизённая схема обтекания тела потоком при $M > 5$:

\vec{V}_∞ - вектор скорости набегающего невозмущенного потока, α - угол атаки,
 \bar{p} - коэффициент давления.

Рассмотрим элемент поверхности аппарата с площадью элементарного участка поверхности dS и элементарным объемом ΔW (см. рисунок 3.2). Проекции вектора скорости набегающего невозмущенного потока \vec{V}_∞ на нормаль \vec{n} и касательную $\vec{\tau}$ к поверхности представляются в виде зависимости от угла η между вектором набегающего потока и нормалью (см. рисунок 3.2а):

$$V_n = V_\infty \cos \eta; V_\tau = V_\infty \sin \eta. \quad (3.1)$$

За единицу времени в элементарный объем ΔW (рисунок 3.2 б) поступает масса газа, которую можно определить по следующему соотношению:

$$\dot{m} = \rho_{\infty} V_n dS .$$

Изначально масса газа имеет скорость V_n , но по мере его движения в элементарном объеме его скорость снижается до нуля. Изменение импульса этой массы газа может быть записано в виде:

$$\Delta(\dot{m} V_n) = \rho_{\infty} V_n dS \cdot (0 - V_n) = -\rho_{\infty} V_n^2 dS \quad (3.2)$$

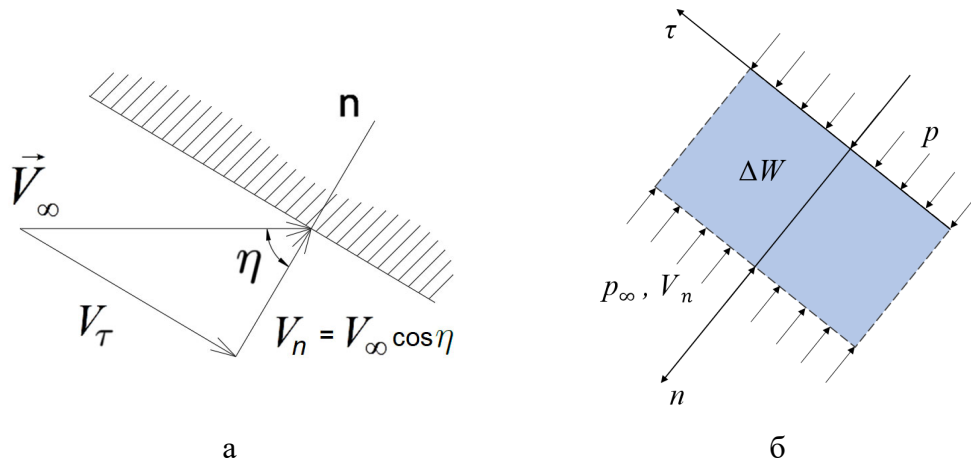


Рисунок 3.2 – Схема обтекания для элемента поверхности тела

Данное изменение импульса происходит за счет действия на элементарный объем силы, определяемой следующим соотношением:

$$F_n = (p_{\infty} - p) dS \quad (3.3)$$

Далее воспользовавшись теоремой об изменении количества движения системы, согласно которой изменение импульса системы равно действующей на систему силе, приравняем выражения (3.2) и (3.3) с использованием (3.1) и получаем следующее выражение:

$$(p - p_{\infty}) = \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \cos^2 \eta$$

Тогда коэффициент давления в точке тела определяется по формуле:

$$\bar{p} = \frac{p - p_{\infty}}{(\rho_{\infty} V_{\infty}^2) / 2} = 2 \cos^2 \eta$$

Таким образом, ударная волна предполагается лежащей на поверхности тела, а коэффициент давления на поверхность определяется по формуле [6] (см. рисунок 3.2):

$$C_p = \frac{p - p_{\infty}}{q_{\infty}} = 2 \cdot \cos^2 \eta, \quad (3.4)$$

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

Формула (3.4) носит название формулы Ньютона и показывает, что давление на элемент поверхности тела зависит только от ориентации данного элемента по отношению к набегающему потоку.

Стоит также отметить, что теория Ньютона применима только для части поверхности аппарата, для которой верно: $-90^\circ \leq \eta \leq 90^\circ$, а для остальных элементов, находящихся в «аэродинамической тени» (см. рисунок 3.1) давление принимается равным статическому давлению в свободном потоке, т.е. коэффициент давления принимается равным нулю.

Как показывают исследования [18], [27], полученные по данной модели теоретические результаты близки к реальным характеристикам аппаратов при больших числах Маха, т.е. данная теория может быть применена для получения аэродинамических характеристик для диапазона скоростей при $M > 5$ с достаточно высокой точностью. При этом метод Ньютона имеет ограничение – может применяться только для тел с сравнительно плавными обводами, так как при наличии резких изломов результаты в областях отрыва потока не будут верными.

3.1.2 Реализация численного метода расчета аэродинамических характеристик с использованием теории Ньютона

Для прикладных методик одним из самых затратных, как по трудоемкости работы расчетной программы, так и по компьютерным ресурсам, требуемым в процессе расчета, является описание и задание геометрической формы исследуемого объекта. При этом от точности математического представления поверхности аппарата напрямую зависит точность результатов. Поэтому эффективность методики расчета во многом определяется рациональностью задания требуемых геометрических параметров аппарата. В предлагаемой методике задание формы аппарата основано на конечно-элементной аппроксимации его поверхности. Таким образом, может быть описана поверхность любой формы.

Математическая модель предлагаемой методики для оперативной оценки аэродинамических характеристик ПА сложной формы основана на теории Ньютона, используется гипотеза локального взаимодействия потока частиц с обтекаемой поверхностью, согласно которой воздействие на элементарную площадку поверхности аппарата зависит только от параметров набегающего потока и угла между вектором скорости набегающего потока и локальной нормалью к поверхности (см. рисунок 3.2). Значение аэродинамической силы,

действующей на ПА, находится путем интегрирования локальных нагрузок, действующих на элементарные площадки по всей поверхности аппарата.

Основная суть численного метода с использованием теории обтекания Ньютона, описанной выше, состоит в том, что поверхность аппарата разбивается на малые элементы (или конечные элементы), для каждого из которых при фиксированном значении угла атаки производится расчет по формуле Ньютона коэффициентов давления с учетом «аэродинамической тени» аппарата [14], [84]. Далее, проводя суммирование полученных аэродинамических коэффициентов для всех элементов, находим аэродинамические коэффициенты C_x и C_y аппарата для заданного угла атаки. Описанные действия повторяются для каждого значения угла атаки от 0° до 180° . В результате получаем аэродинамические характеристики аппарата для всего диапазона углов атаки.

Математически это может быть записано в виде:

$$C_p = \frac{\vec{P}}{\rho_\infty |\vec{V}_\infty|^2 S} = \frac{1}{S} \int_{\substack{S \in S_p \\ S \notin S_t}} \vec{n} \cdot \cos^2 \eta \cdot dS,$$

где \vec{P} – вектор суммарной аэродинамической силы, действующей на тело, Н; ρ_∞ – плотность невозмущенного потока, кг/м³; \vec{V}_∞ – вектор скорости невозмущенного потока, м/с; \vec{n} – нормаль к поверхности (нормированный вектор); dS – площадь элементарной площадки, м²; S – площадь поверхности аппарата, м²; S_p и S_t – площадь поверхности и площадь аэродинамической тени соответственно, м².

Рассмотрим более подробно указанные выше этапы расчета.

На первом этапе происходит создание 3D модели аппарата в системе автоматизированного проектирования, в данном случае использовался NX. После этого поверхность аппарата разбивается на конечные треугольные элементы с помощью встроенного в NX генератора 2D сеток (тип элемента – СТРИА3). Для обеспечения высокой точности выполняемых расчетов средний линейный размер элемента сетки принят 30 мм. На рисунке 3.3 показаны эти этапы на примере посадочного аппарата класса «несущий корпус» (ПА НК).

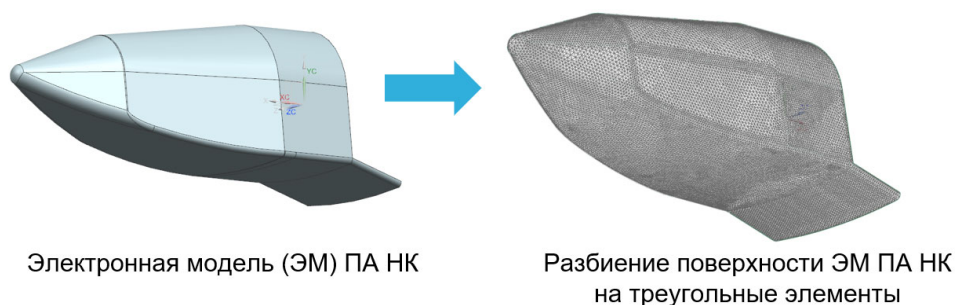


Рисунок 3.3 – Созданная модель ПА и генерация сетки

На следующем этапе происходит экспорт сгенерированной сетки в Patran (см. рисунок 3.4), в которой с помощью встроенного языка программирования – Patran Command Language (PCL) проводится считывание сгенерированных треугольных элементов, расчёт геометрических параметров и запись данных в массивы: массив с номерами элементов, массив с нормальными элементами, массив с площадью каждого элемента, массив с координатами центра тяжести каждого элемента. После чего с помощью разработанного программно-вычислительного комплекса производится расчёт аэродинамических характеристик с учетом «аэродинамической тени» аппарата.

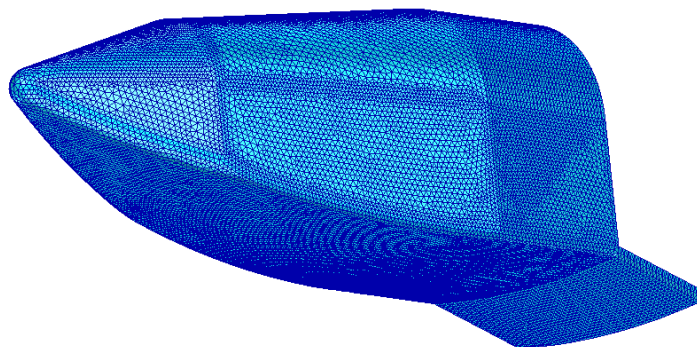


Рисунок 3.4 – Сгенерированная сетка в Patran

Теория Ньютона, как было указано в разделе 3.1.1, применима только для той части поверхности аппарата, которая находится вне «аэродинамической тени». Поэтому при расчетах необходимо определять незатененную часть поверхности для каждого угла атаки. На рисунке 3.5 показаны незатененные элементы сгенерированной конечно-элементной сетки для различных углов атаки.

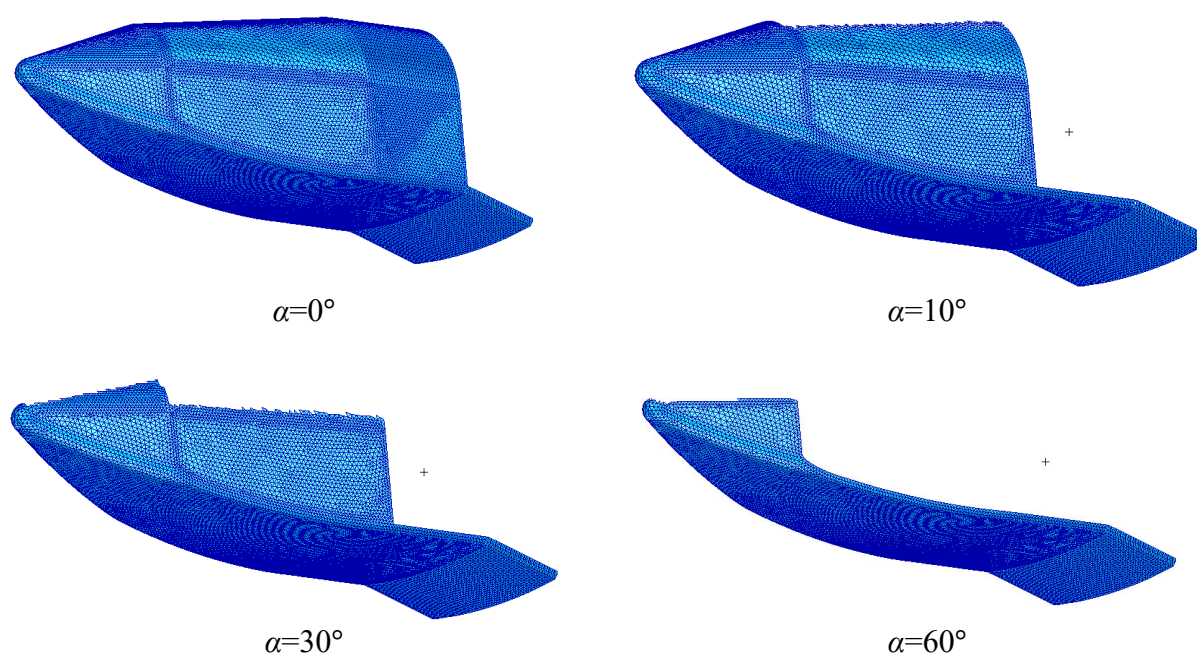


Рисунок 3.5 – Незатененные элементы для различных углов атаки α

Как можно заметить из рисунка 3.5, при нулевом угле атаки $\alpha=0^\circ$ почти все элементы оказываются незатененными, а при увеличении угла атаки α область «аэродинамической тени» увеличивается и остаются наветренными только элементы донной части поверхности аппарата.

Структурная схема разработанного программно-вычислительного комплекса по расчету аэродинамических коэффициентов ПА численным методом по теории обтекания Ньютона, написанной на Patran Command Language (PCL), представлена на рисунке 3.6.

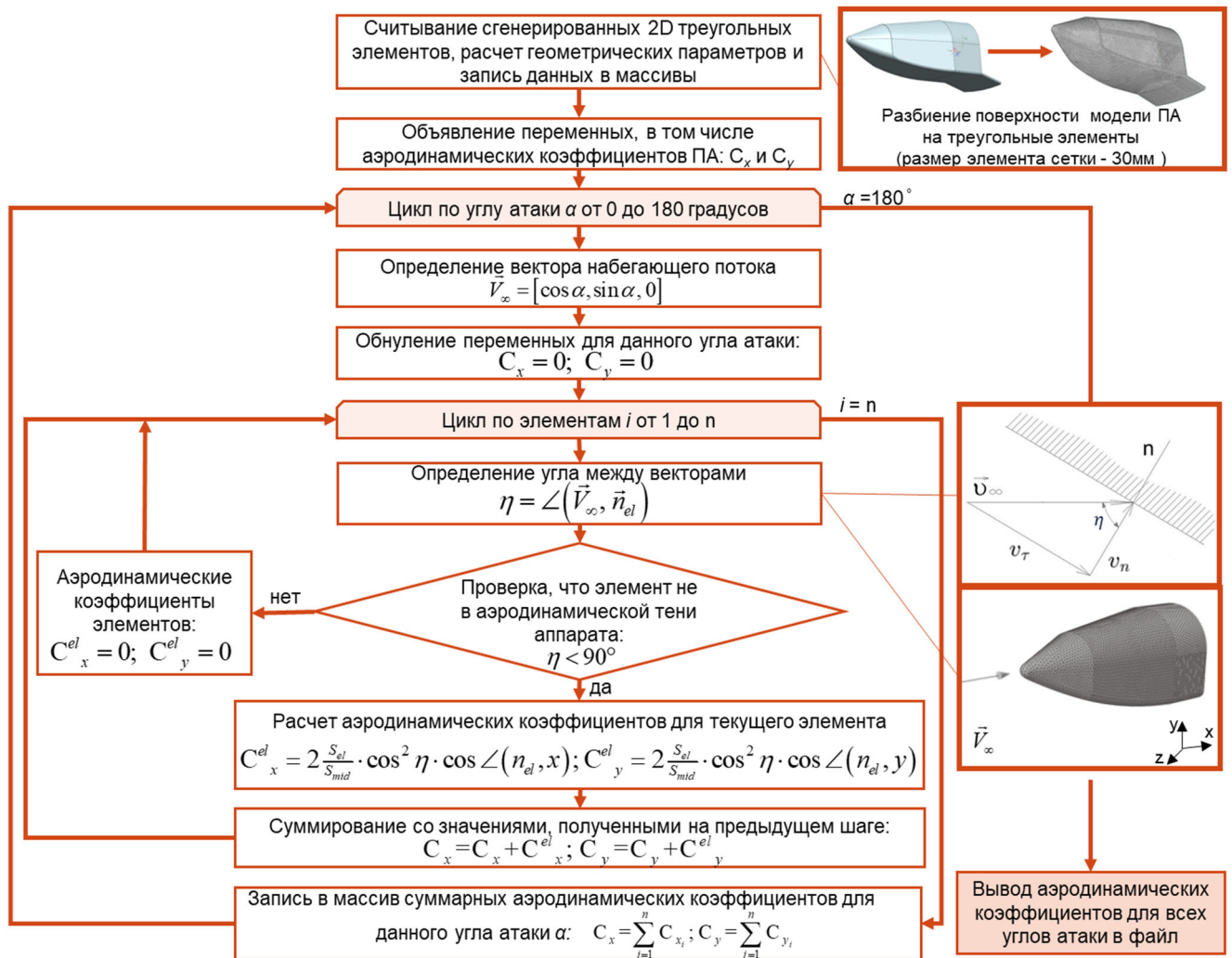


Рисунок 3.6 – Структурная схема программы расчета аэродинамических характеристик ПА

В результате выполнения алгоритма осуществляется вывод полученных значений аэродинамических коэффициентов для всех углов атаки в текстовый файл. Далее осуществляется построение графиков.

После определения аэродинамических характеристик аппарата в заданном диапазоне углов атаки определяются координаты центра давления на выбранном угле атаки.

Центр давления для осесимметричных аппаратов определяется в точке пересечения линии равнодействующей силы от аэродинамического давления на поверхность аппарата с осевой линией аппарата.

Центр давления для аппаратов класса «несущий корпус» определяется в точке пересечения двух линий равнодействующих сил от аэродинамического давления на поверхность аппарата для двух близстоящих углов атаки – $(\alpha + \Delta\alpha)$ и $(\alpha - \Delta\alpha)$ при $\Delta\alpha \rightarrow 0$, где угол α – угол атаки набегающего потока.

$$\sum_{i=1}^n Fx_i \cdot y - \sum_{i=1}^n Fy_i \cdot x = 0 \quad \text{при } \alpha + \Delta\alpha \quad (3.5)$$

$$\sum_{i=1}^n Fx_i \cdot y - \sum_{i=1}^n Fy_i \cdot x = 0 \quad \text{при } \alpha - \Delta\alpha \quad (3.6)$$

где $Fx_i = Cx_i \cdot S_i \cdot q$; $Fy_i = Cy_i \cdot S_i \cdot q$ – проекции аэродинамических сил на оси x и y соответственно. Здесь i – это индекс элементарной поверхности dS .

3.1.3 Верификация разработанного программно-вычислительного комплекса

Для подтверждения точности и достоверности результатов, полученных с помощью численного метода в предыдущем разделе, проведем сравнение численного и аналитического решения для аппарата более простой формы. Для примера возьмем аппарат типа «Аполлон», приведенный на рисунке 3.7.

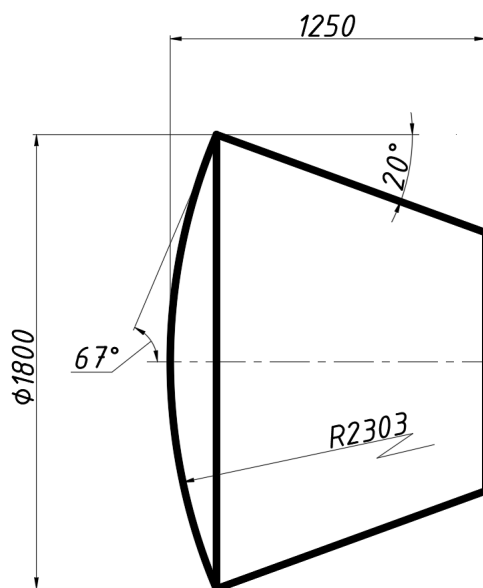


Рисунок 3.7 – Общий вид ПА типа «Аполлон»

Исходные данные для расчета: $\theta_{\text{сф}} = 67^\circ$ - угол сферического сегмента, $D = 1.8$ м - максимальный диаметр аппарата, $\theta_{\text{к}} = 20^\circ$ - угол усеченного конуса, $\lambda = 0.694$ - коэффициент удлинения.

Как видно из рисунка 3.7, аппарат типа «Аполлон» может быть представлен в виде конструкции, состоящей из сферического сегмента и усеченного конуса. Для таких простых форм имеются аналитические зависимости для расчета аэродинамических характеристик [26].

Проведем расчет аэродинамических характеристик для каждой из этих форм: сферического и конического сегментов.

1. Сферический сегмент:

На рисунке 3.8 показана схема для расчета аэродинамических коэффициентов для сферического сегмента.

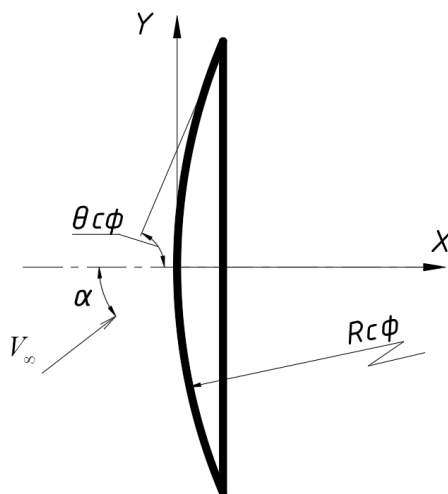


Рисунок 3.8 – Расчетная схема для сферического сегмента

Аналитические выражения для определения аэродинамических коэффициентов сферического сегмента выглядят следующим образом:

а) При углах атаки $0 \leq \alpha \leq \theta_{\text{сф}}$:

Коэффициент продольной аэродинамической силы:

$$C_x^{\text{сф}}(\alpha) = \frac{\pi}{2} \cdot \frac{k \cdot R_{\text{сф}}^2}{S_{\text{м}}} \cdot \left(\frac{\sin^2 \alpha \cdot \cos^4 \theta_{\text{сф}}}{2} - \cos^2 \alpha \cdot \sin^4 \theta_{\text{сф}} + \cos^2 \alpha \right),$$

где $k = 2$ – коэффициент модифицированной формулы Ньютона;

$S_{\text{м}} = 0.545 \text{ м}^2$ – площадь мидаля аппарата.

Коэффициент нормальной аэродинамической силы:

$$C_y^{\text{сф}}(\alpha) = \frac{k \cdot R_{\text{сф}}^2}{S_{\text{м}}} \cdot \frac{\pi}{2} \cdot \cos \alpha \cdot \sin \alpha \cdot \cos^4 \theta_{\text{сф}}$$

б) При углах атаки $\theta_{\text{сф}} \leq \alpha \leq 180^\circ - \theta_{\text{сф}}$:

Коэффициент продольной аэродинамической силы:

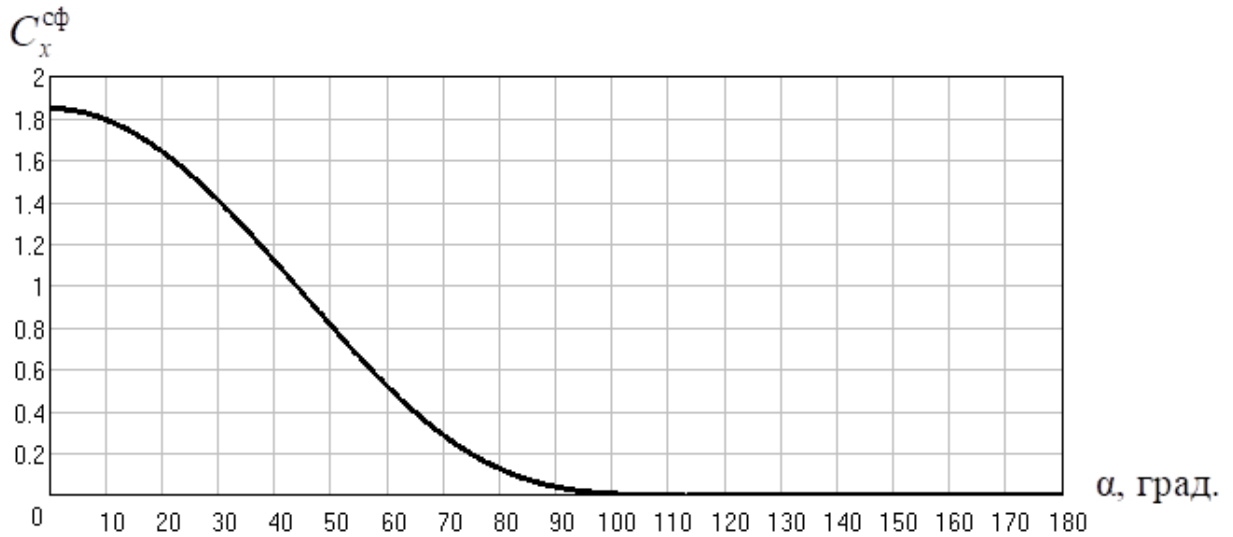
$$C_x^{\text{сф}}(\alpha) = \frac{k \cdot R_{\text{сф}}^2}{2 \cdot S_M} \cdot \left[\cos \alpha \cdot \arccos \left(\frac{\sin \theta_{\text{сф}}}{\sin \alpha} \right) + \left(\frac{\sin^2 \alpha \cdot \cos^4 \theta_{\text{сф}} - \cos^2 \alpha \cdot \sin^4 \theta_{\text{сф}} + \cos^2 \alpha}{2} \right) \cdot \left(\frac{\pi}{2} + \arcsin \left(\frac{\text{tg} \theta_{\text{сф}}}{\text{tg} \alpha} \right) \right) + \frac{\cos \alpha \cdot \sin \theta_{\text{сф}}}{2} \cdot (1 - 3 \cdot \sin^2 \theta_{\text{сф}}) \cdot \sqrt{\sin^2 \alpha - \sin^2 \theta_{\text{сф}}} \right]$$

Коэффициент нормальной аэродинамической силы:

$$C_y^{\text{сф}}(\alpha) = \frac{k \cdot R_{\text{сф}}^2}{S_M} \cdot \frac{\sin \alpha}{2} \cdot \left[\arccos \left(\frac{\sin \theta_{\text{сф}}}{\sin \alpha} \right) + \cos \alpha \cdot \cos^4 \theta_{\text{сф}} \cdot \left(\frac{\pi}{2} + \arcsin \left(\frac{\text{tg} \theta_{\text{сф}}}{\text{tg} \alpha} \right) \right) + \frac{\sin \theta_{\text{сф}}}{3} \cdot \left(\sin^2 \theta_{\text{сф}} \cdot \left(3 - \frac{1}{\sin^2 \alpha} \right) - 5 \right) \cdot \sqrt{\sin^2 \alpha - \sin^2 \theta_{\text{сф}}} \right]$$

При углах атаки $180^\circ - \theta_{\text{сф}} \leq \alpha \leq 180^\circ$ поверхность сферического сегмента находится в аэродинамической тени, а значит, коэффициенты продольной и нормальной силы равны нулю.

На рисунке 3.9 представлена зависимость аэродинамических коэффициентов сферического сегмента ПА от угла атаки.



а

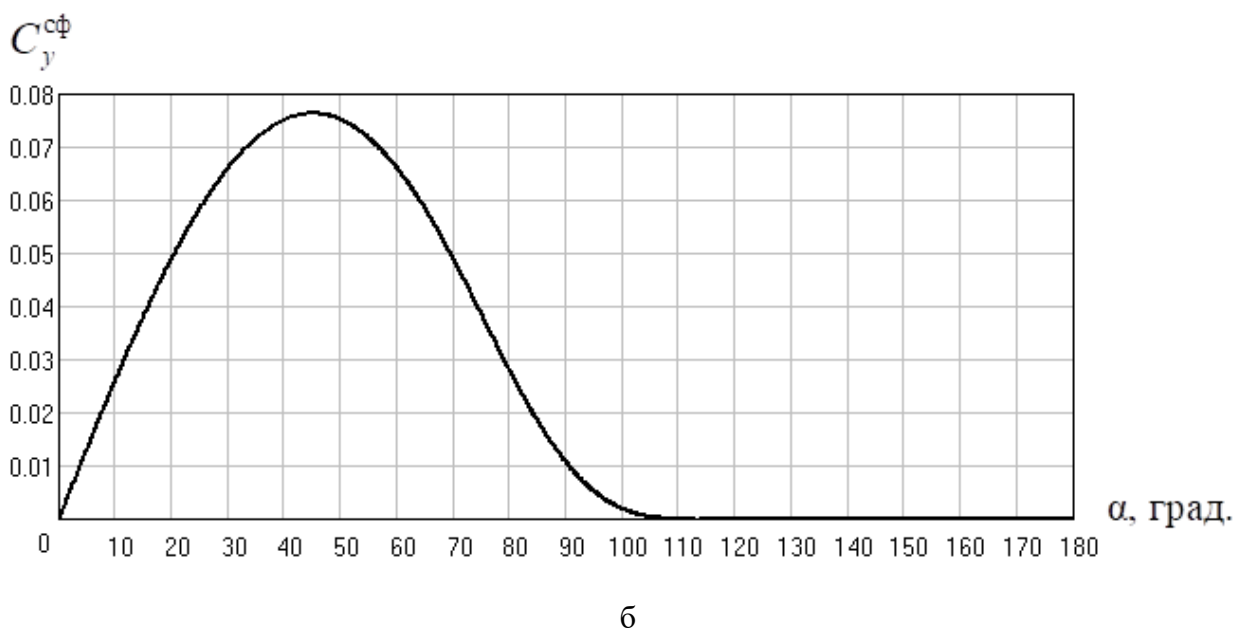


Рисунок 3.9 – График зависимости коэффициентов продольной (а) и нормальной (б) сил сферического сегмента ПА от угла атаки

2. Конический сегмент:

На рисунке 3.10 показана схема для расчета аэродинамических коэффициентов для конического сегмента.

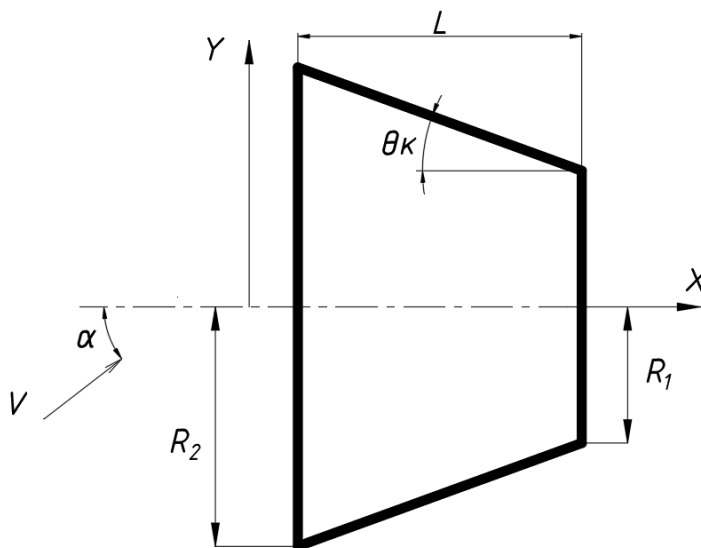


Рисунок 3.10 – Расчетная схема для конического сегмента

Аналитические выражения для определения аэродинамических коэффициентов усеченного конуса выглядят следующим образом:

а) При углах атаки $0 \leq \alpha \leq \theta_k$:

Коэффициент продольной аэродинамической силы:

$$C_x^{\text{кон}}(\alpha) = \frac{k \cdot L \cdot R_2 \cdot (1 + \xi)}{S_M} \cdot \frac{\pi \cdot \text{tg}\theta_k}{2} \cdot (2\cos^2\alpha \cdot \sin^2\theta_k + \sin^2\alpha \cdot \cos^2\theta_k),$$

где $\xi = R_1 / R_2$.

Коэффициент нормальной аэродинамической силы:

$$C_y^{\text{кон}}(\alpha) = \frac{k \cdot L \cdot R_2 \cdot (1 + \xi)}{S_M} \cdot \pi \cdot \cos\alpha \cdot \sin\alpha \cdot \sin\theta_k \cdot \cos\theta_k$$

б) При углах атаки $\theta_k \leq \alpha \leq 180^\circ - \theta_k$:

Коэффициент продольной аэродинамической силы:

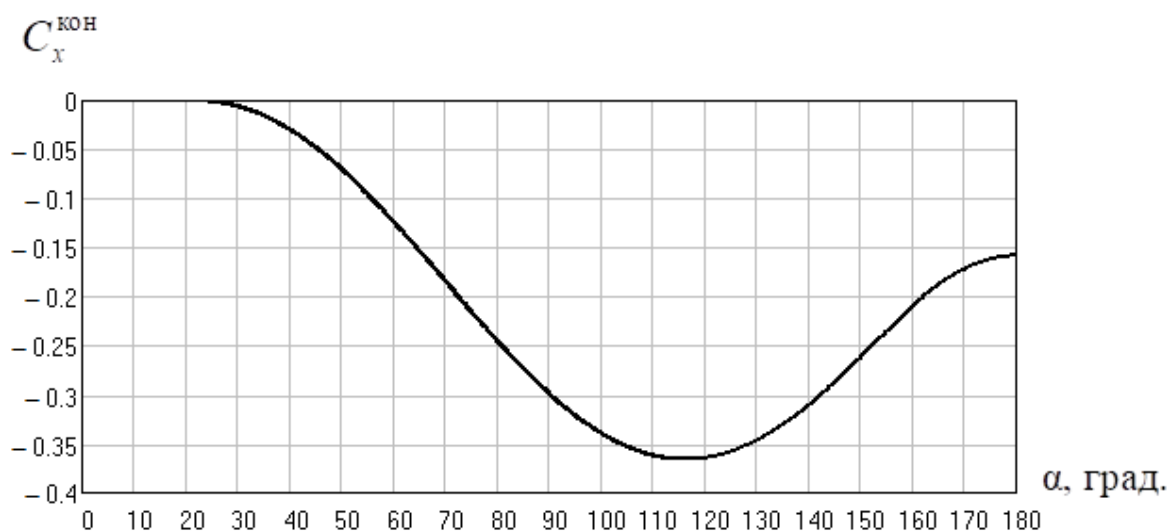
$$C_x^{\text{кон}}(\alpha) = \frac{k \cdot L \cdot R_2 \cdot (1 + \xi)}{S_M} \cdot \frac{\text{tg}\theta_k}{2} \cdot \left[(2\cos^2\alpha \cdot \sin^2\theta_k + \sin^2\alpha \cdot \cos^2\theta_k) \times \right. \\ \left. \times \left(\frac{\pi}{2} + \arcsin\left(\frac{\text{tg}\theta_k}{\text{tg}\alpha}\right) \right) + 3 \cdot \cos\alpha \cdot \sin\theta_k \cdot \sqrt{\sin^2\alpha - \sin^2\theta_k} \right]$$

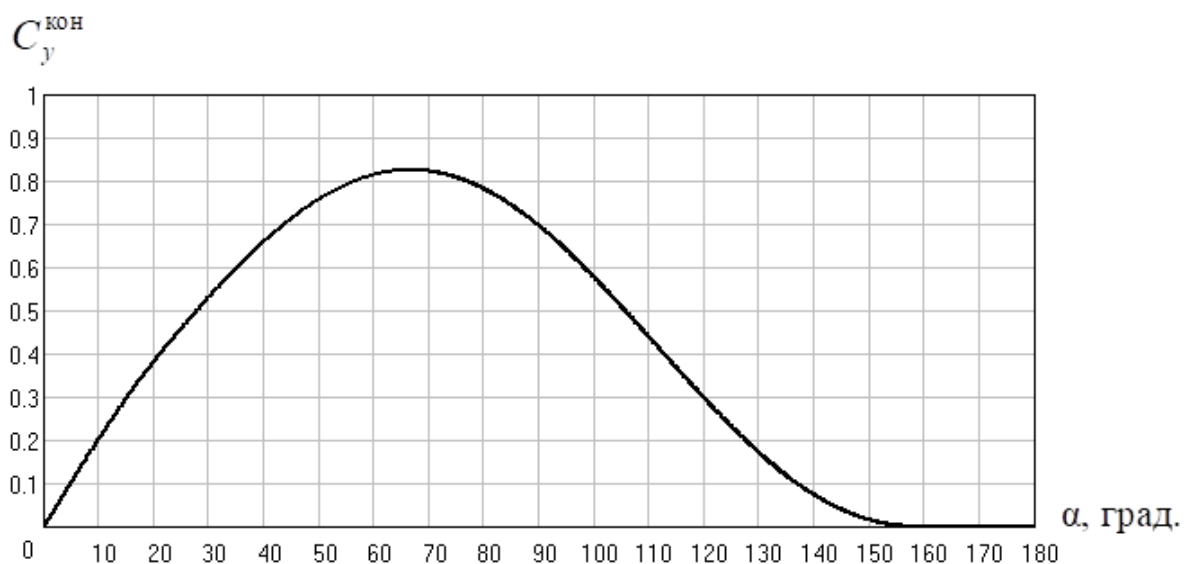
Коэффициент нормальной аэродинамической силы:

$$C_y^{\text{кон}}(\alpha) = \frac{k \cdot L \cdot R_2 \cdot (1 + \xi)}{S_M} \cdot \left[\cos\alpha \cdot \sin\alpha \cdot \cos\theta_k \cdot \sin\theta_k \left[\frac{\pi}{2} + \arcsin\left(\frac{\text{tg}\theta_k}{\text{tg}\alpha}\right) \right] + \right. \\ \left. + \frac{2 \cdot \sin^2\alpha \cdot \cos^2\theta_k + \sin^2\theta_k \cdot \cos^2\alpha}{3 \cdot \sin\alpha \cdot \cos\theta_k} \cdot \sqrt{\sin^2\alpha - \sin^2\theta_k} \right]$$

При углах атаки $180^\circ - \theta_k \leq \alpha \leq 180^\circ$ поверхность конического сегмента находится в аэродинамической тени, а значит, коэффициенты продольной и нормальной силы равны нулю.

На рисунке 3.11 представлена зависимость аэродинамических коэффициентов конического сегмента ПА от угла атаки.





б

Рисунок 3.11 – График зависимости коэффициентов продольной (а) и нормальной (б) сил конического сегмента ПА от угла атаки

3. Донная плоскость:

При обтекании донной плоскости коэффициенты продольной и поперечной сил сопротивления в связанной системе координат при заданных углах атаки α имеют вид:

$$C_x^{\text{дон}}(\alpha) = \begin{cases} k \cdot \cos^2 \alpha \cdot \frac{D_1^2}{D_2^2}, & 0 \leq \alpha \leq 90^\circ \\ 0, & 90^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ \end{cases}$$

$$C_y^{\text{дон}}(\alpha) = 0.$$

На рисунке 3.12 представлена зависимость аэродинамических коэффициентов донной плоскости ПА от угла атаки.

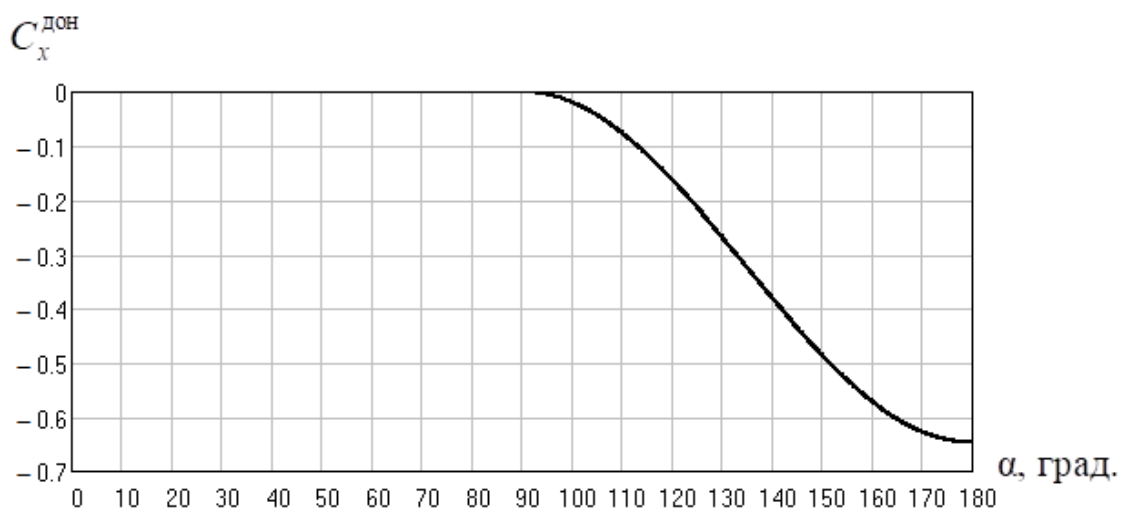


Рисунок 3.12 – График зависимости коэффициента продольной силы донной части ПА от угла атаки

Для определения аэродинамических характеристик ПА типа «Аполлон» в связанной системе координат необходимо объединить полученные для его отдельных частей решения.

$$\begin{aligned} C_x &= C_x^{\text{сф}} + C_x^{\text{кон}} + C_x^{\text{дон}}; \\ C_y &= C_y^{\text{сф}} + C_y^{\text{кон}} + C_y^{\text{дон}}. \end{aligned}$$

По данным зависимостям построим графики – см. рисунок 3.13.

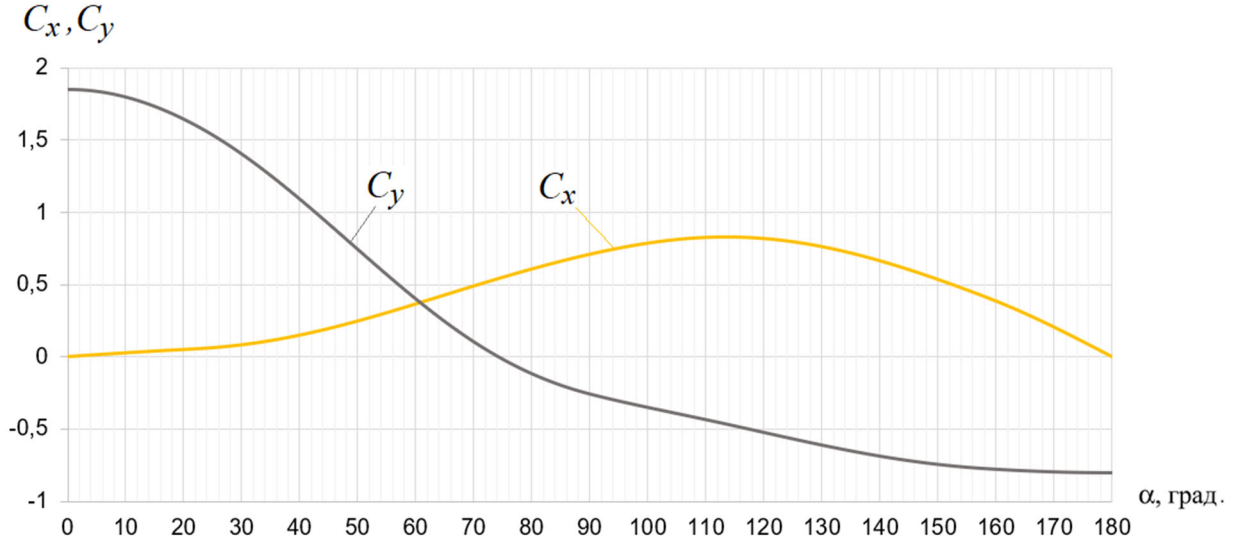


Рисунок 3.13 – График зависимости суммарных коэффициентов продольной и нормальной сил ПА от угла атаки

Для сравнения полученных аналитических зависимостей и подтверждения достоверности разработанного программно-вычислительного комплекса следующим шагом является расчет аэродинамических коэффициентов для того же ПА типа «Аполлон», приведенного на рисунке 3.7, численным методом согласно методике, описанной в разделе 3.1.2.

Для этого производим: создание 3D модели, генерацию сетки поверхности ПА, экспорт и считывание параметров сгенерированной сетки, расчет аэродинамических коэффициентов численным методом по теории обтекания Ньютона с учетом аэродинамической тени.

На рисунке 3.14 представлены графики аэродинамических коэффициентов, вычисленные аналитически по представленным выше зависимостям и численным методом в разработанном программно-вычислительном комплексе.

Определим среднеквадратичное отклонение согласно формулам [9], [36]:

$$\begin{aligned} \sigma_{C_x} &= \sqrt{\frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^n [C_{x_i_analyt} - C_{x_i_num}]^2} \\ \sigma_{C_y} &= \sqrt{\frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^n [C_{y_i_analyt} - C_{y_i_num}]^2}, \end{aligned}$$

где $n = 180$ – количество точек, взятых для расчета аэродинамических коэффициентов; $C_{x_i_analyt}, C_{y_i_analyt}$ – значения коэффициентов продольной и нормальной сил, рассчитанных по аналитическим зависимостям; $C_{x_i_num}, C_{y_i_num}$ – значения коэффициентов продольной и нормальной сил, рассчитанных численным методом в разработанном программно-вычислительном комплексе.

Рассчитаем значения среднеквадратичного отклонения для нашего случая:

$$\sigma_{C_x} = 0.001; \sigma_{C_y} = 0.003.$$

Полученные малые значения σ_{C_x} и σ_{C_y} свидетельствуют о высокой точности совпадения значений, рассчитанных аналитическим и численным методом, а соответственно, разработанный программно-вычислительный комплекс может быть использован для расчета аэродинамических характеристик с высокой точностью.

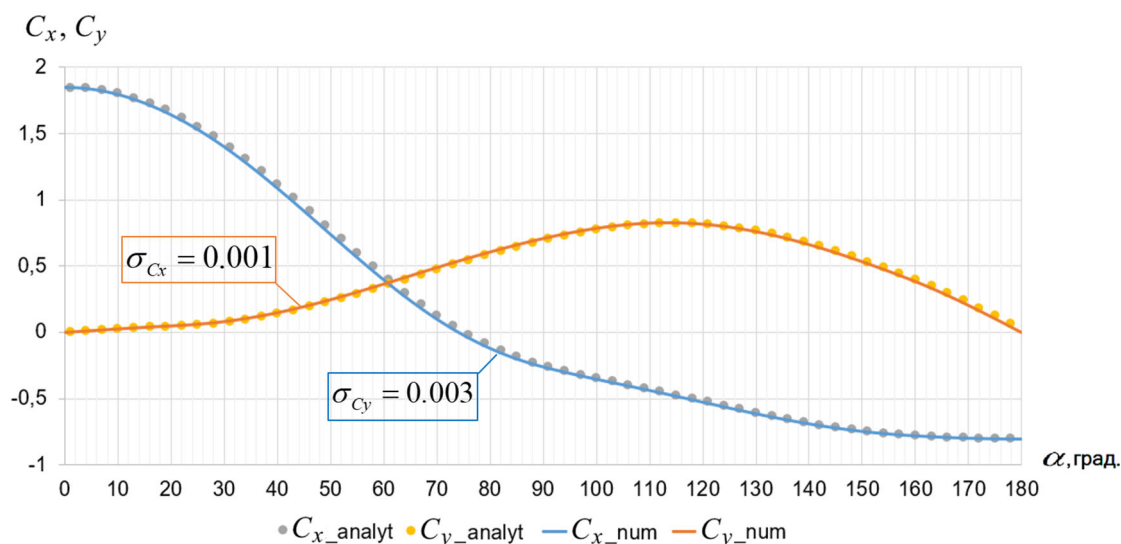


Рисунок 3.14 – Графики зависимостей суммарных коэффициентов продольной и нормальной сил ПА от угла атаки, рассчитанных аналитическим и численным методом

После расчёта аэродинамических характеристик аппарата определяют координаты центра давления.

Проведем расчет центра давления аналитически для ПА типа «Аполлон» и сравним его значения со значениями при использовании метода, описанного в разделе 3.1.2.

Аналогично определению аэродинамических характеристик расчет центра давления проводится поочередно для сферического и конического сегментов.

1. Сферический сегмент:

Центр давления сферического сегмента лежит в центре соответствующей сферы. При этом центр давления не перемещается при любых углах атаки.

$$X_{cd}^{c\phi} = R_{c\phi} = 2.303 \text{ м}$$

2. Конический сегмент:

Коэффициент центра давления усеченного конуса вычисляется по формуле:

$$C_d^{кон} = \frac{2}{3} \cdot \frac{1}{\cos^2 \theta_k} \cdot \frac{1 + \frac{D_1}{D_2} + \left(\frac{D_1}{D_2}\right)^2}{1 - \left(\frac{D_1}{D_2}\right)^2} - \frac{\frac{D_1}{D_2}}{1 - \frac{D_1}{D_2}}$$

Координата центра давления:

$$X_{cd}^{кон} = L_k \cdot (1 - C_d^{кон}) + L_{c\phi} = 404 \text{ мм} = 0.404 \text{ м}$$

Определение зависимости координаты центра давления ПА от угла атаки:

$$X_{cd}(\alpha) = \frac{C_y^{c\phi}(\alpha) \cdot X_{cd}^{c\phi} + C_y^{кон}(\alpha) X_{cd}^{кон}}{C_y(\alpha)} \quad (3.7)$$

Сравнение вычисления координаты X центра давления по формулам (3.5) и (3.7) представлено на рисунке 3.15. Так как ПА типа «Аполлон» является осесимметричным, то его центр давления лежит на оси симметрии аппарата, т.е. $Y = 0$.

Среднеквадратичное отклонение координаты центра давления ПА: $\sigma_{X_{cd}} = 0.03$

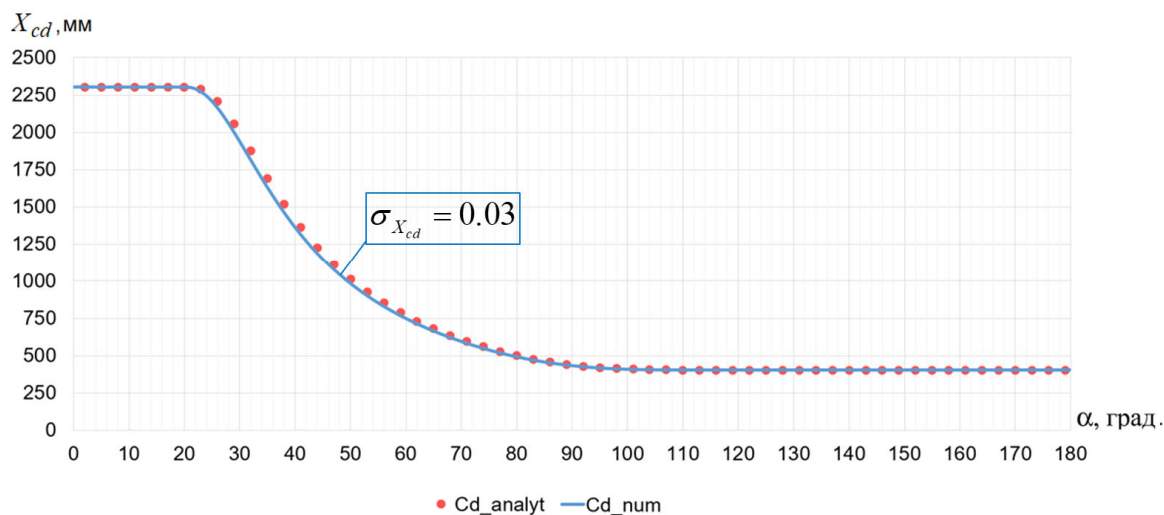


Рисунок 3.15 – График зависимости координаты центра давления ПА типа «Аполлон» от угла атаки, рассчитанной аналитическим и численным методом

Таким образом, разработанный программно-вычислительный комплекс может быть использован для расчета аэродинамических коэффициентов и координат центра давления с высокой точностью.

3.2 Результаты расчета аэродинамических характеристик посадочных аппаратов различных типов

С использованием реализованного в программно-вычислительном комплексе алгоритма, описанного в пункте 3.1.2, были получены аэродинамические коэффициенты для различных вариантов форм посадочного аппарата.

Будем рассчитывать следующие аэродинамические характеристики:

Связанная система координат:

- коэффициент продольной силы C_x ,
- коэффициент нормальной силы C_y .

Скоростная система координат (направление оси X по вектору набегающего потока V):

- коэффициент лобового сопротивления C_{xa} ,
- коэффициент подъемной силы C_{ya} ,

а также:

- аэродинамическое качество K ,
- координаты центра давления ПА.

Аэродинамические коэффициенты C_x , C_y , C_{xa} , C_{ya} связаны между собой следующими уравнениями:

$$\begin{aligned} C_{xa} &= C_x \cos \alpha + C_y \sin \alpha, \\ C_{ya} &= C_y \cos \alpha - C_x \sin \alpha. \end{aligned}$$

Аэродинамическое качество определяется как отношение: $K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}$.

Ниже представлены для анализа аэродинамические формы ПА типа «Вега», «Союз», «Заря-2», «Аполлон» и аппарат класса «несущий корпус» (см. рисунки 3.16-3.17). Объем данных аппаратов составляет не более 2 м³, что обеспечивает размещение всей необходимой целевой аппаратуры массой не более 100 кг для миссии «Венера-Д». ПА на основе десантного модуля «Экзомарс», который рассматривается в рамках миссии «Венера-Д» как один из вариантов баллистических аппаратов наряду со сферической формой ПА типа «Вега», близок к ПА типа «Аполлон» и «Заря-2» по форме и аэродинамическим характеристикам (см. рисунки Б.1-2 приложения Б), он также относится к аппаратам класса «скользящий спуск» в рамках указанной в главе 1.4 классификации и отдельно не рассматривается.

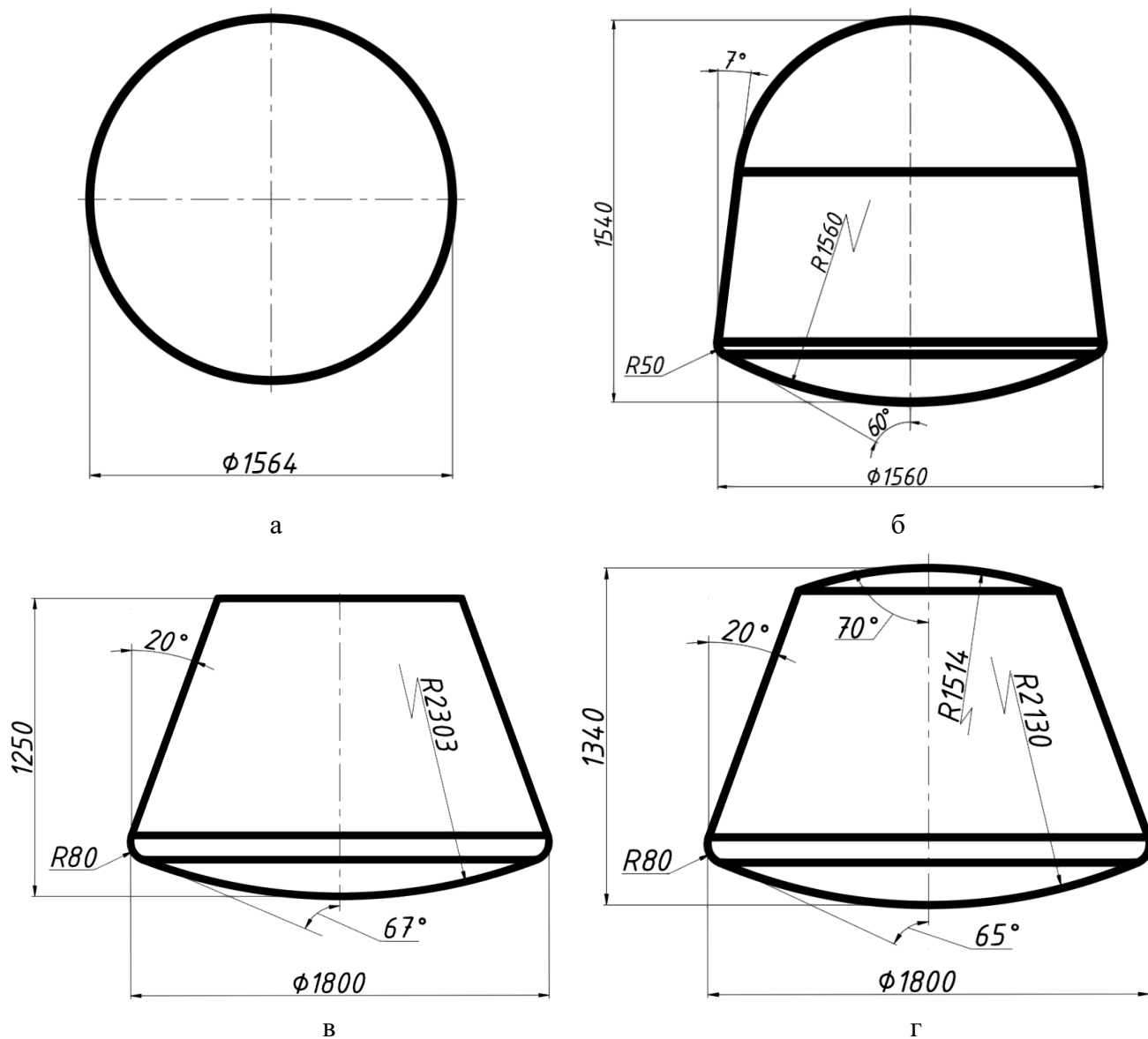


Рисунок 3.16 – Аэродинамические формы ПА типа «Вега» (а), «Союз» (б), «Аполлон» (в), «Заря-2» (размеры на рисунке даны в мм)

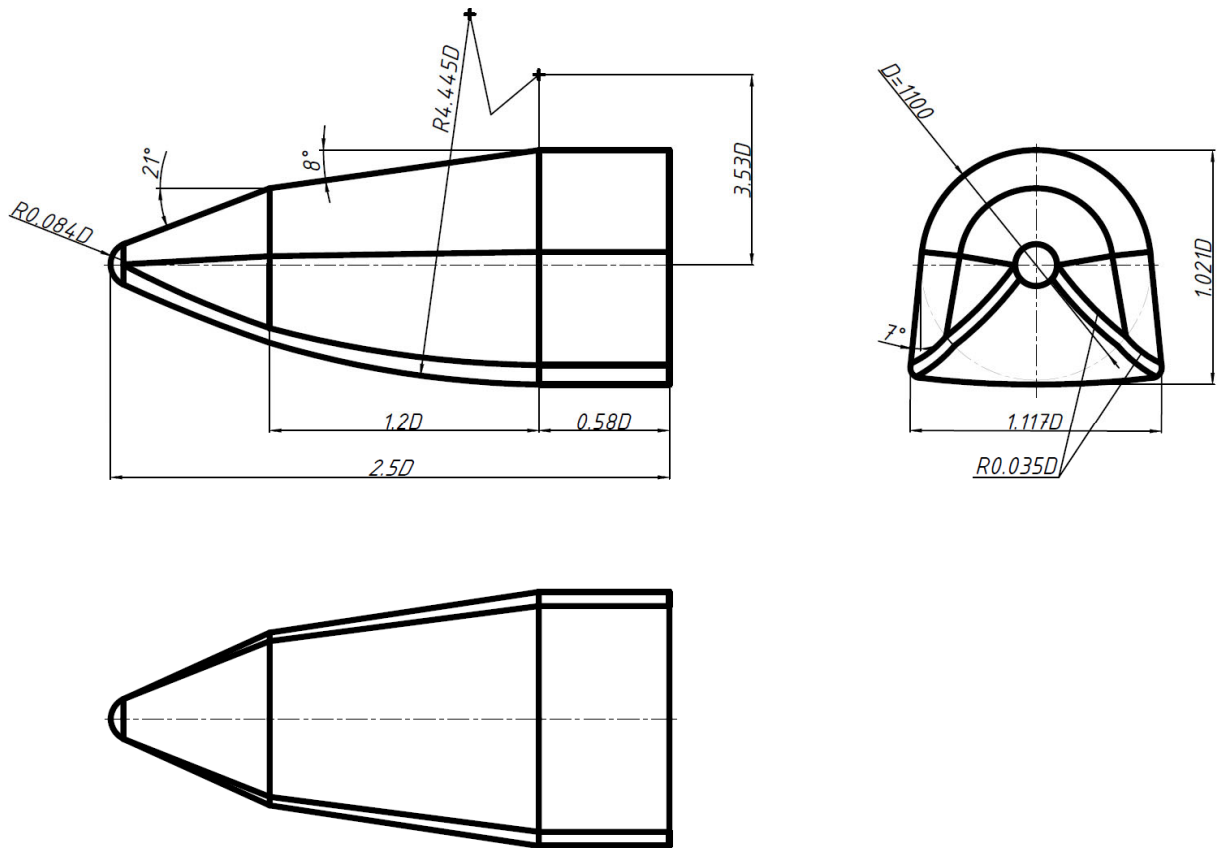


Рисунок 3.17 – Аэродинамическая форма ПА класса «несущий корпус»,
D = 1100 мм

Результаты расчёта аэродинамических коэффициентов для аэродинамических форм ПА, представленных выше, представлены на рисунках 3.18-3.24 (соответствующие значения для графиков приведены в таблицах В.1-В.7 приложения В).

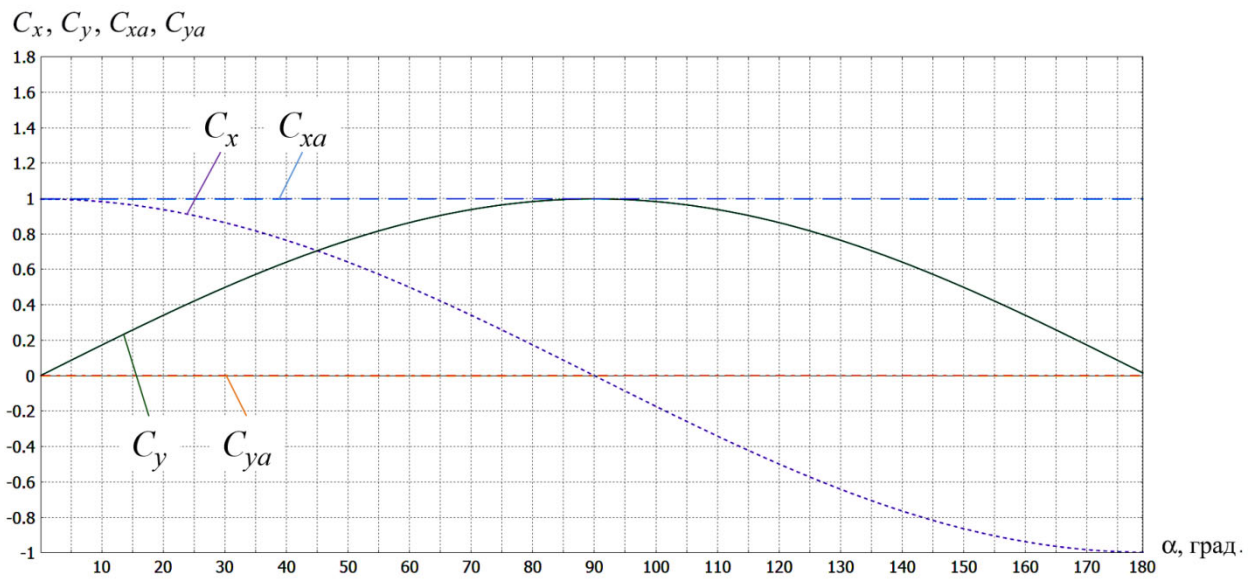


Рисунок 3.18 – Аэродинамические коэффициенты для формы на основе ПА «Вега»

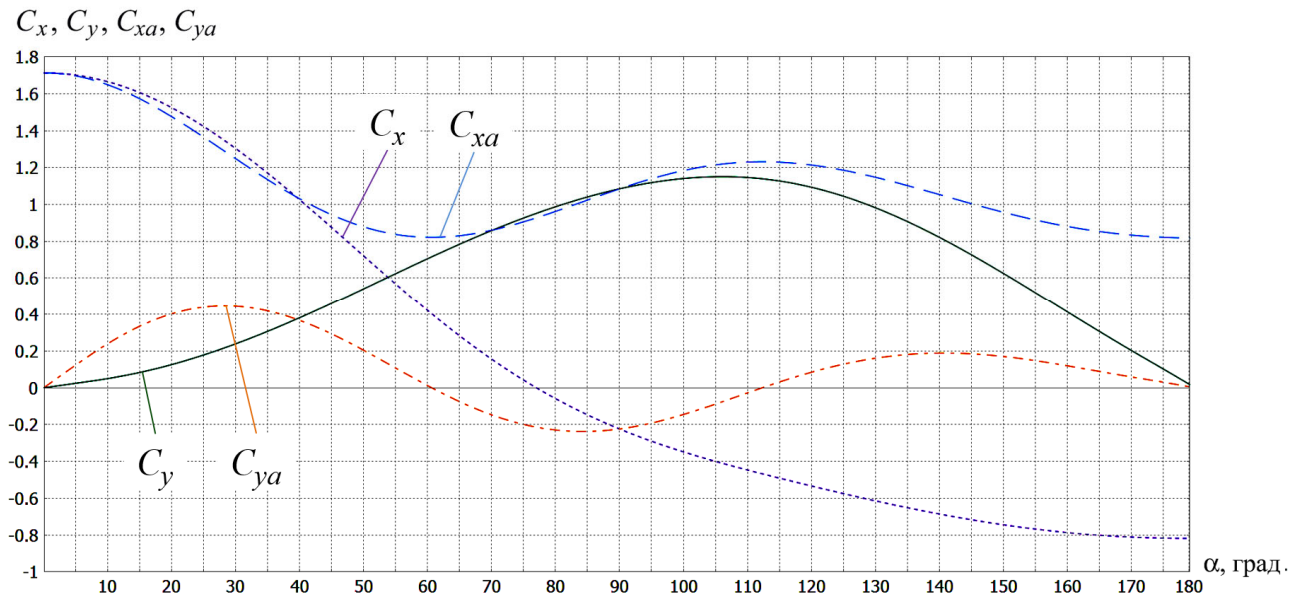


Рисунок 3.19 – Аэродинамические коэффициенты для формы на основе сегментально-конических аппаратов «скользящего спуска» типа «Союз»

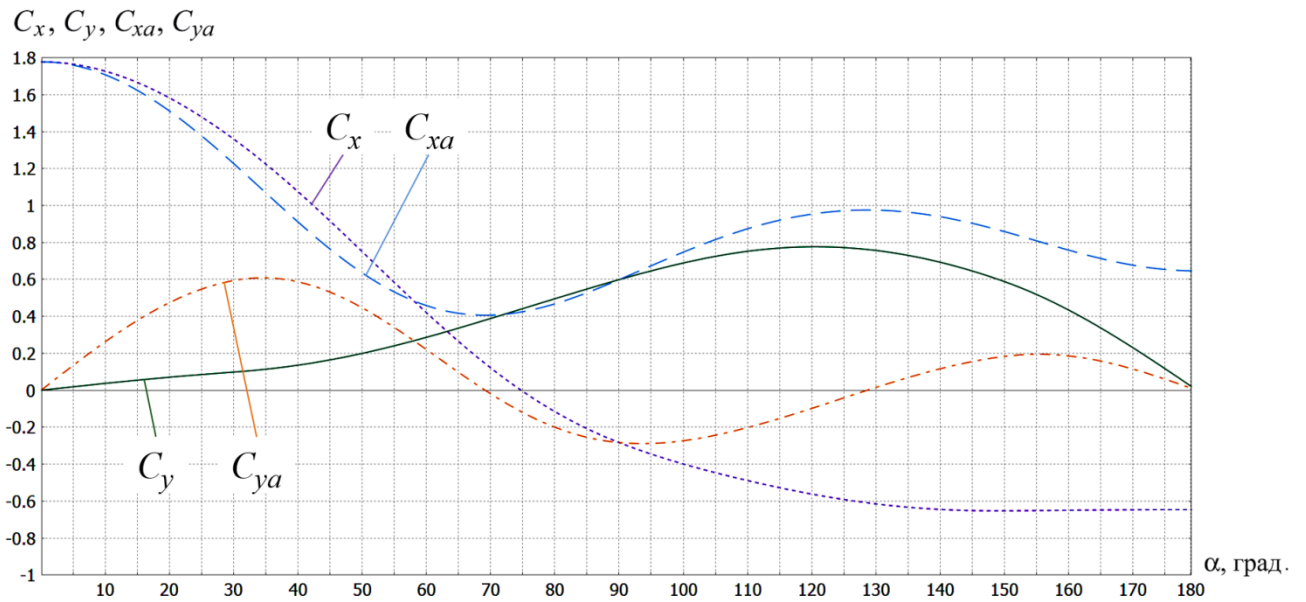


Рисунок 3.20 – Аэродинамические коэффициенты для формы на основе сегментально-конических аппаратов «скользящего спуска» типа «Аполлон»

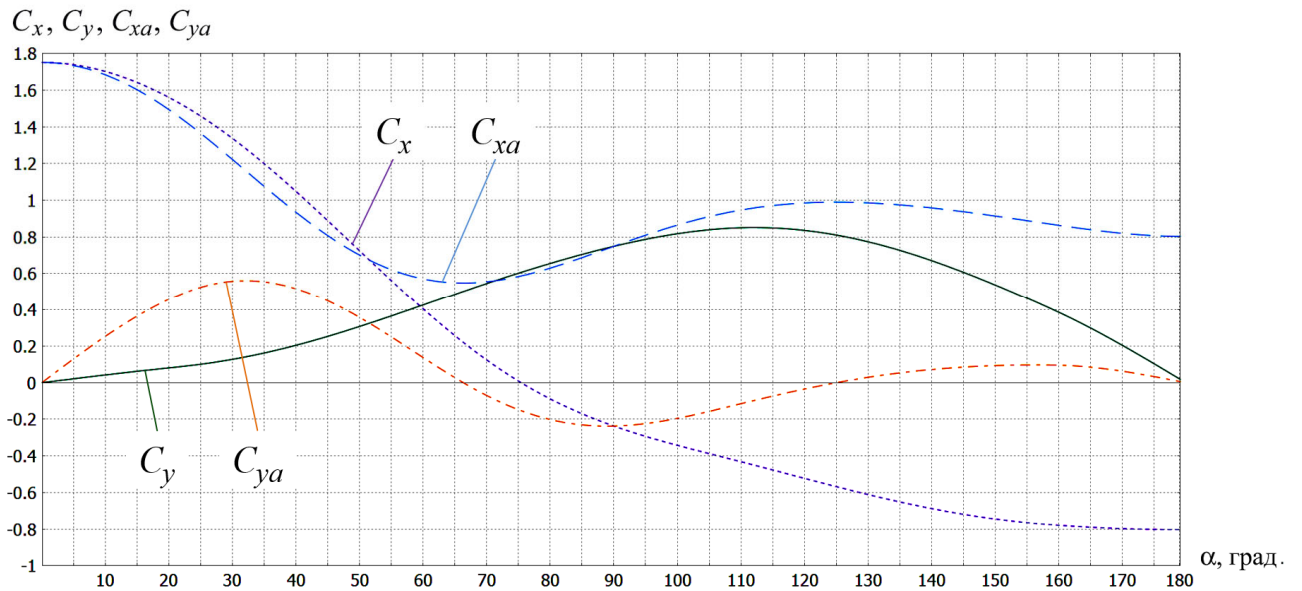


Рисунок 3.21 – Аэродинамические коэффициенты для формы на основе сегментально-конических аппаратов «скользящего спуска» типа «Заря-2»

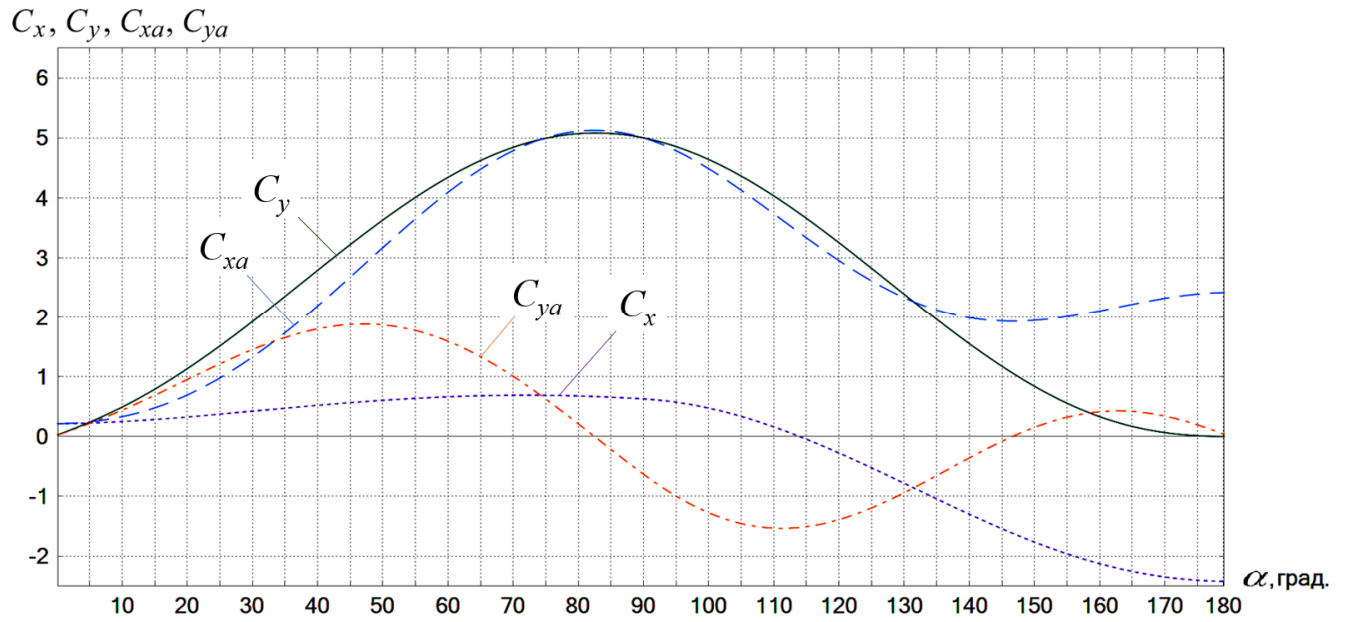


Рисунок 3.22 – Аэродинамические коэффициенты для аппарата класса «несущий корпус»

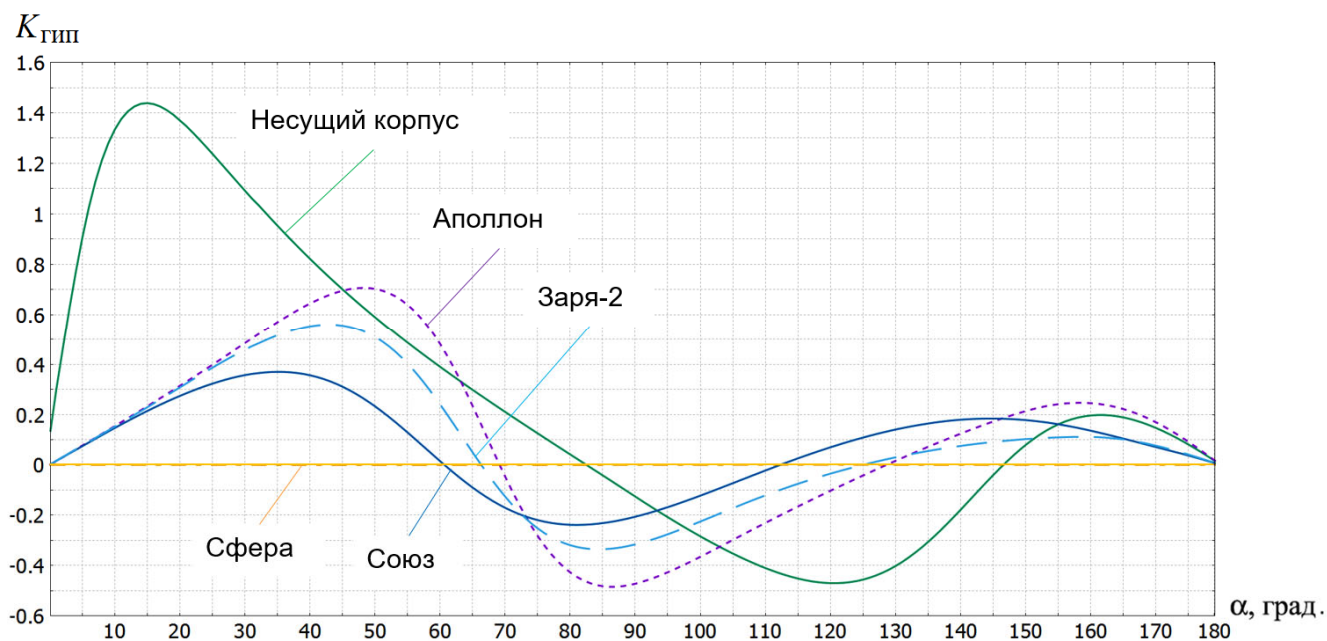


Рисунок 3.23 – Аэродинамическое качество для аппаратов типа «Вега» (сфера), «Союз», «Аполлон», «Заря-2», аппарата класса «несущий корпус»

Как видно из рисунка 3.23, аппараты баллистического класса имеют нулевое аэродинамическое качество и, соответственно, не обладают возможностью маневрирования в процессе спуска, сегментально-конические аппараты «скользящего спуска» имеют некоторое аэродинамическое качество, но не более 0.7 для всего рассматриваемого диапазона угла атаки от 0 до 180 градусов. Аэродинамическое качество для аппарата класса «несущий корпус» достигает 1 и для некоторых углов атаки может превышать это значение.

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

3.3 Построение диаграммы действующих аэродинамических сил и определение устойчивости посадочного аппарата

По результатам расчёта аэродинамических характеристик ПА производится построение эпюры действующих аэродинамических сил (см. рисунок 3.26, 3.27). Для этого выполняется чертёж схемы обводов аппарата с соответствующей привязкой к осям координат. По выбранной величине аэродинамического качества определяем балансирующий угол атаки, и для этого угла атаки имеем все аэродинамические характеристики (см. раздел 3.2): коэффициенты продольной и нормальной силы, коэффициент центра давления, коэффициенты силы лобового сопротивления и подъёмной силы. В центре давления на выбранном угле атаки производим

построение векторов продольной и нормальной сил, тем самым находим направление вектора равнодействующей всех аэродинамических сил C_r .

На участке спуска, когда число Маха $M > 5$, устойчивое положение ПА достигается только в том случае, если центр масс ПА лежит ниже центра давления аэродинамических сил и при этом находится на линии, проведенной вдоль главного вектора аэродинамических сил C_r . (см. рисунок 3.26, 3.27).

На рисунке 3.24 представлен график зависимости координаты X центра давления для аппаратов типа «Союз», «Аполлон» и «Заря-2». Эти аппараты являются осесимметричными, поэтому их центр давления лежит на оси симметрии X . Центр давления аппарата типа «Вега» (сферической формы) лежит в центре сферы и не изменяется при любых углах атаки.

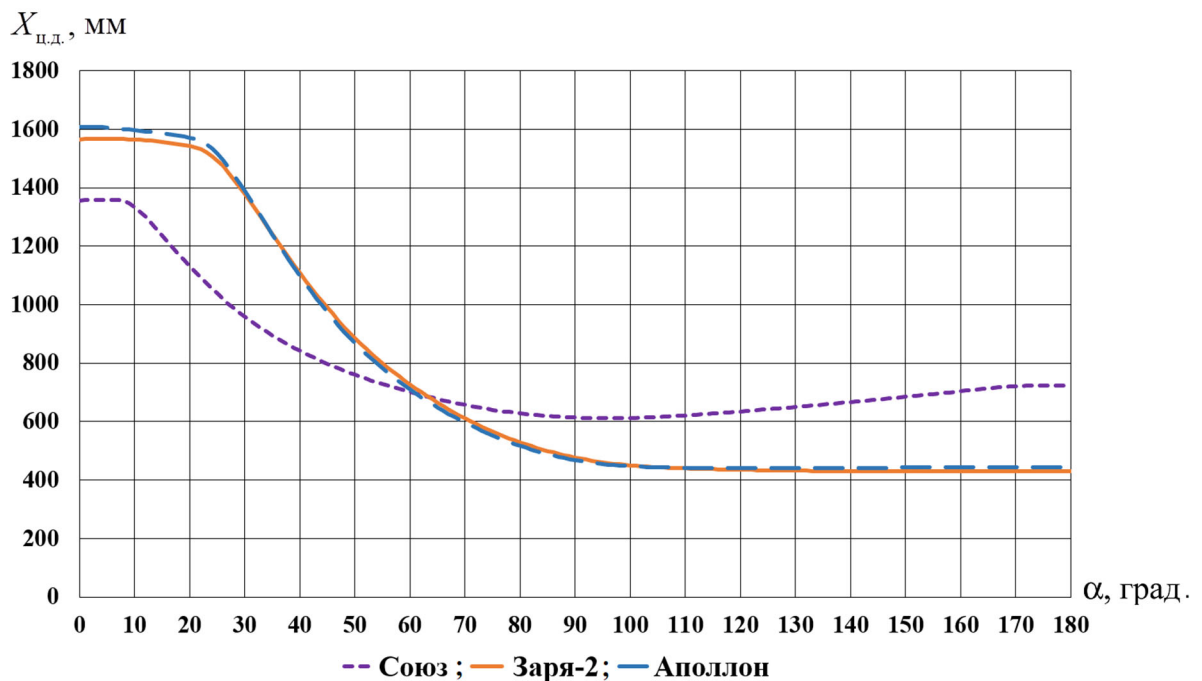


Рисунок 3.24 – Координаты центра аэродинамического давления для аппарата типа «Союз», «Аполлон», «Заря-2»

Аппарат класса «несущий корпус» не является осесимметричным, зависимости его координат центра давления от угла атаки приведены на рисунке 3.25 [81].

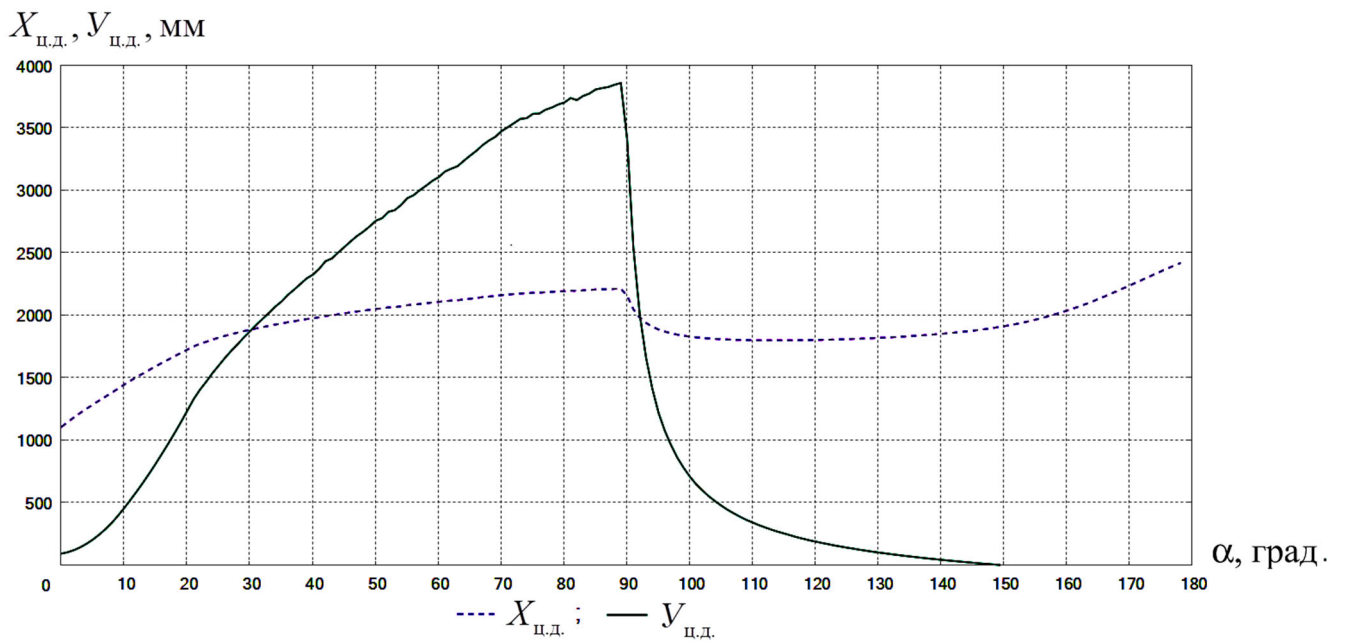


Рисунок 3.25 – Координаты центра аэродинамического давления для аппарата класса «несущий корпус»

Центр масс аппарата должен находиться на линии равнодействующей аэродинамических сил из условия устойчивости аппарата на траектории спуска на заданном угле атаки, который называется балансировочным углом и определяется по выбранной величине аэродинамического качества. Для некоторых классов аппаратов определяющим условием может являться условие устойчивости во всем диапазоне углов атаки, что предполагает расположение центра давления за центром масс (по отношению к передней точке аппарата) минимальным.

На рисунке 3.26 показана схема действия аэродинамических сил на участке спуска на примере аппарата «Союз».

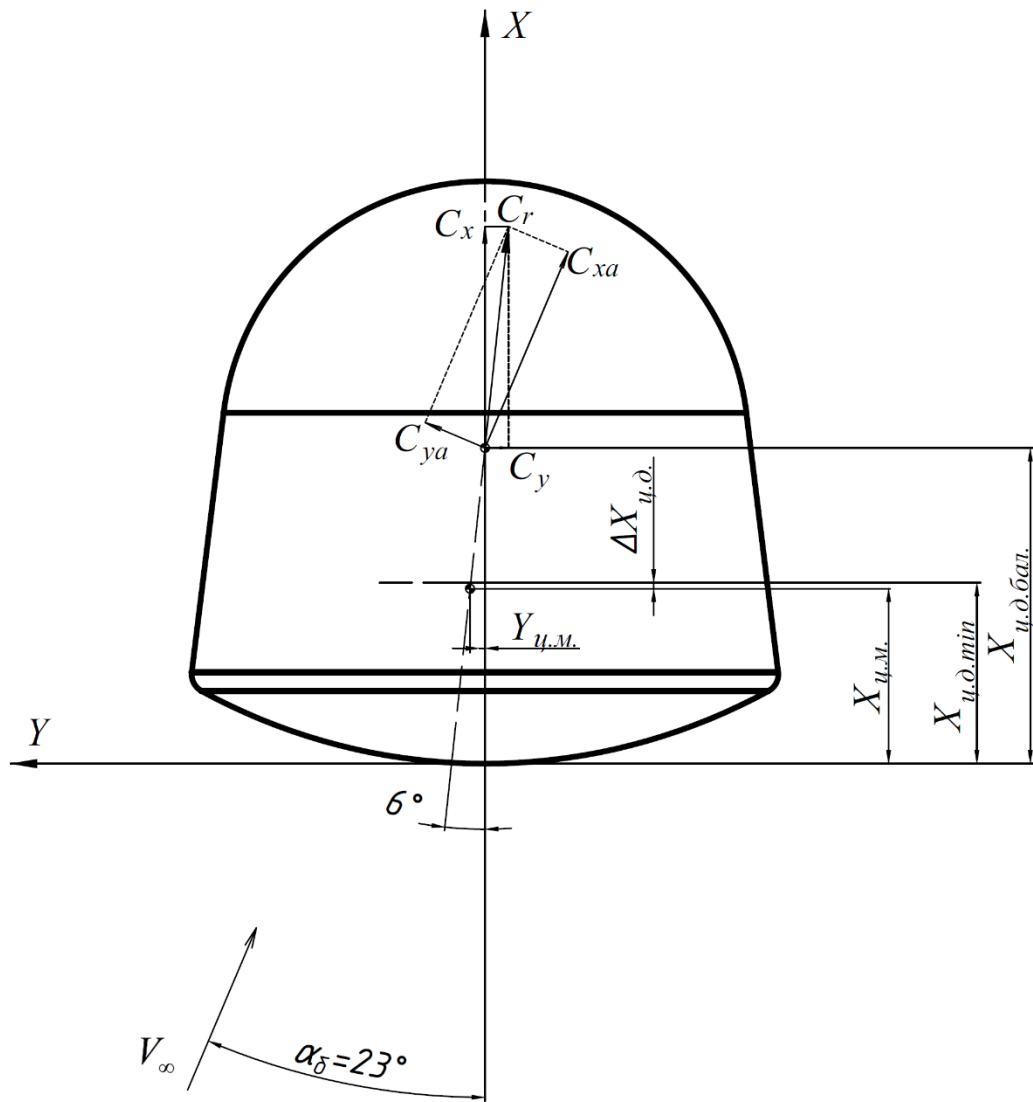


Рисунок 3.26 – Схема действия аэродинамических сил на примере аппарата «Союз»

Как можно заметить из рисунка 3.26, статическая устойчивость обеспечивается положением центра тяжести на линии действия суммарной аэродинамической силы, смещенным относительно центра давления в направлении, противоположном вектору силы. Для устойчивости аппарата необходимо обеспечить координаты центра масс с некоторым запасом относительно возможного достижения минимального центра давления в соответствии с расчётными данными.

Для динамически устойчивого полёта аппарата на заданном угле атаки необходимо, чтобы положение центра давления (ц.д.) находилось за центром масс (ц.м.) по линии действия аэродинамических потоков на расстоянии большем или равном 1% от длины аппарата. Положение центра давления определяется при конкретных значениях аэродинамических характеристик C_{xa} и C_{ya} , C_x и C_y . Угол между продольной осью аппарата и результирующей силой аэродинамического сопротивления при балансировочном угле атаки может быть найден следующим образом:

$$\psi = \arctg \left(\frac{C_y(\alpha_\delta)}{C_x(\alpha_\delta)} \right)$$

Тогда для определения координат центра масс аппарата воспользуемся зависимостями

$$X_{ц.м.} = X_{ц.д.мин} - \Delta X_{ц.д.}; \quad Y_{ц.м.} = (X_{ц.д.} - X_{ц.м.}) \cdot \operatorname{tg} \psi, \quad \Delta X_{ц.д.} = L / 100.$$

Результаты расчетов для аппаратов типа «Союз», «Аполлон», «Заря-2» и «несущий корпус» представлены в таблице ниже.

Таблица 3.1

Основные параметры для различных аэродинамических форм посадочного аппарата

Наименование	Индекс	«Союз»	«Аполлон»	«Заря-2»	«Несущий корпус» [14], [81]
Диаметр	D (м)	1.560	1.800	1.800	1.100
Высота (длина)	L (м)	1.540	1.250	1.340	2.750
Удлинение	$\lambda=L/D$	0.987	0.694	0.74	2.5
Аэродинамическое качество	K	0.3	0.5	0.5	1.4
Балансировочный угол атаки (при указанном K)	α_δ	23°	31°	34°	18°
Суммарная площадь поверхности	S_Σ (м ²)	8.08	8.506	9.38	9.5
Центр тяжести поверхности	X_T^S (м)	0.669	0.544	0.619	1.794
Суммарный объем	V_Σ (м ³)	2	1.95	2.1	2
Центр тяжести объема	X_T^V (м)	0.710	0.560	0.613	1.801
Коэффициент заполнения	$K_{зап}$	0.953	0.887	0.847	0.7
Координата Ц.М. ПА по оси X	$X_{цм}$ (м)	0.695	0.562	0.582	1.803
Координата Ц.М. ПА по оси Y	$Y_{цм}$ (м)	0.040	0.060	0.032	-0.062
Координата Ц.Д. ПА по оси X	$X_{цд}$ (м)	1.072	1.360	0.874	1.669
Координата Ц.Д. ПА по оси Y	$Y_{цд}$ (м)	0	0	0	1.051

Для многих вариантов форм аппаратов потребные по результатам аэродинамических расчётов координаты центра масс не совпадают с координатами центров тяжести объёма и поверхности. Это означает, что в реальных условиях обеспечить потребную с точки зрения аэродинамики центровку аппарата удастся с большими трудностями. Известно, что приведение

координат центра масс к заданным значениям для реальных аппаратов «Союз» и «Аполлон» удалось обеспечить установкой достаточно больших по массе балансировочных грузов: для СА «Союз» - $130 \div 170$ кг, а для СА (командного модуля) «Аполлон» - 450 кг. Поэтому проблеме выбора рациональной формы аппарата придаётся большое значение.

Аппарат класса «несущий корпус» не является осесимметричным и имеет довольно сложную аэродинамическую форму, поэтому рассмотрим устойчивость данного аппарата более подробно.

Исходя из приведенных в таблице 3.1 координат центра масс и центра давления для ПА класса «несущий корпус» видно, что в такой конфигурации аппарат будет аэродинамически неустойчив для требуемого качества $K_{гип} = 1,4$ ($\alpha=18^\circ$). Данная проблема может быть решена несколькими способами: путем установки балансировочного груза, перекомпоновки систем и оборудования с освобождением хвостовой части ПА или путем добавления дополнительных плоскостей, что может сдвинуть центр масс влево по оси X связанной системы координат и обеспечит устойчивое положение ПА (см. рисунок 3.27).

Указанная форма ПА хорошо поддается балансировке при требуемом $K_{гип} \geq 1$ путем добавления только кормового щитка (см. рисунок 3.27). Поэтому на данном этапе рассмотрим добавление кормового щитка для достижения устойчивости ПА. Координаты центра масс и центра давления ПА класса «несущий корпус» без кормового щитка и при его добавлении приведены в таблице 3.2.

Таблица 3.2

**Координаты центра масс и центра давления для ПА
класса «несущий корпус»**

Наименование	ПА без дополнительных плоскостей	ПА с кормовым щитком
Координаты центра масс*, мм	$X_{цм} = 1803$ мм, $Y_{цм} = -62$ мм	$X_{цм} = 1844$ мм, $Y_{цм} = -71$ мм
Координаты центра давления, мм	$X_{цд} = 1669$ мм, $Y_{цд} = 1051$ мм	$X_{цд} = 1967$ мм, $Y_{цд} = 332$ мм
Примечания Угол раскрытия кормового щитка - 17° Балансировочный угол атаки - 18°		

Балансировочный угол атаки может быть выбран в диапазоне от 16° до 24° , при котором обеспечивается устойчивое положение ПА с кормовым щитком.

Примем $K_{гип} = 1,4$; $\alpha = 18^\circ$; $C_x = 0,42$; $C_y = 1,34$; $C_{xa} = 0,81$; $C_{ya} = 1,15$

Схема действия аэродинамических сил для данного ПА представлена на рисунке 3.27, значения аэродинамических коэффициентов, аэродинамического качества и координат центра

давления для ПА класса «несущий корпус» с кормовым щитком и без него приведены на рисунках 3.28а-3.28в.

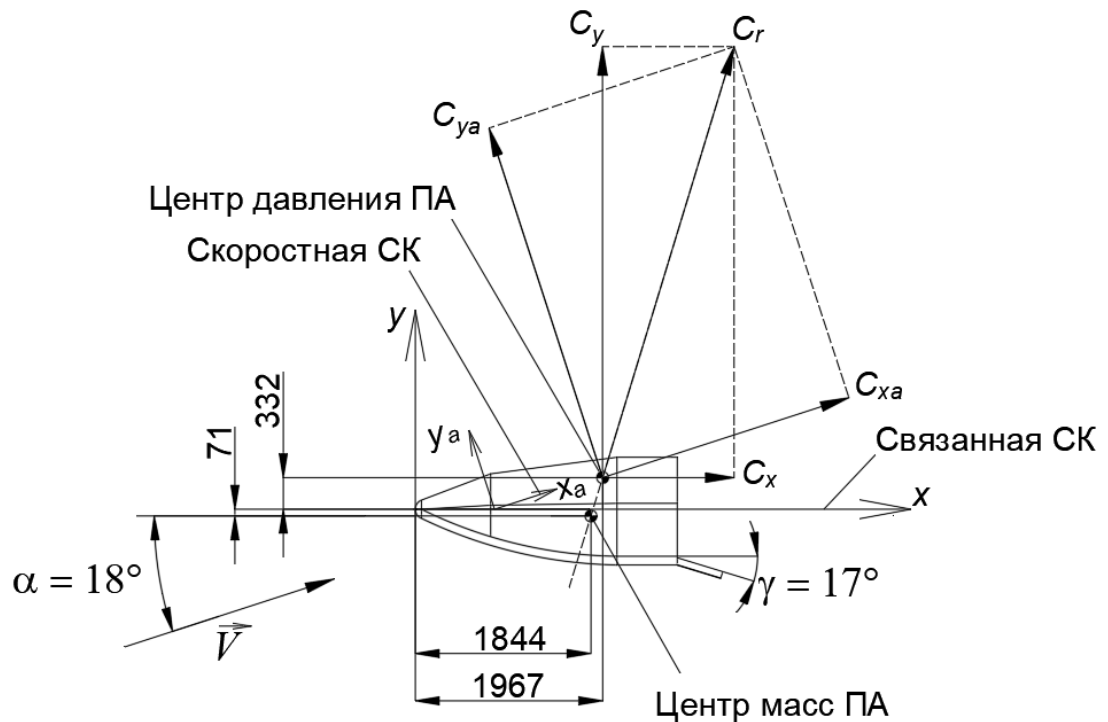
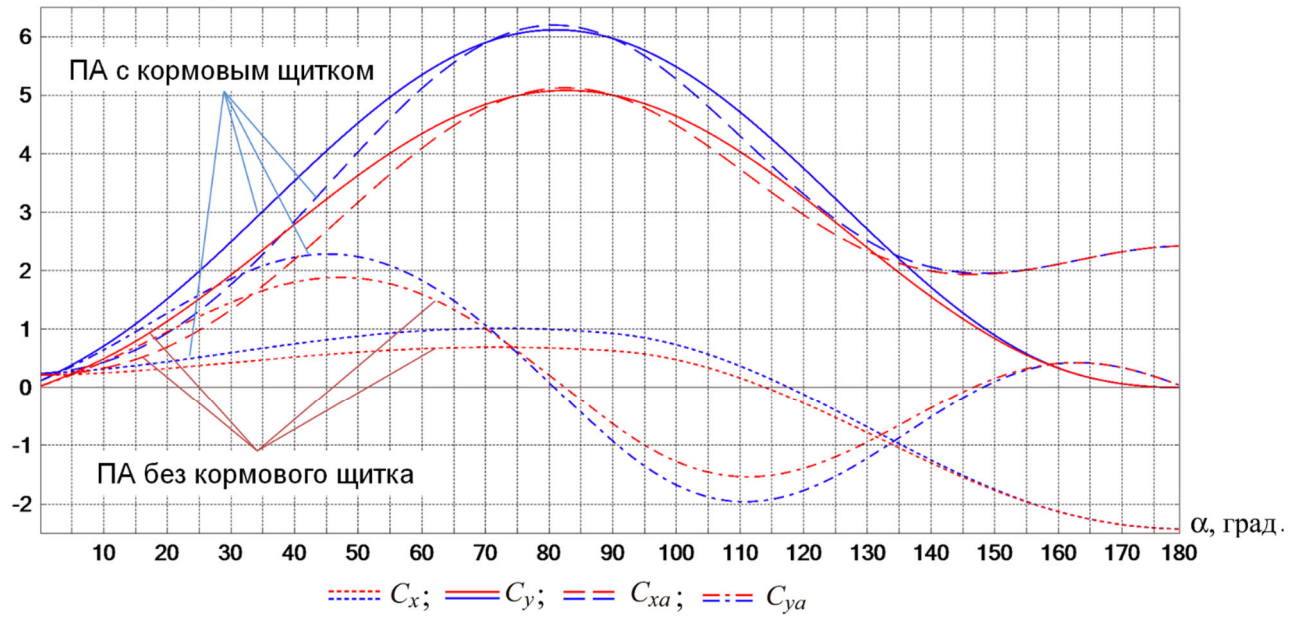
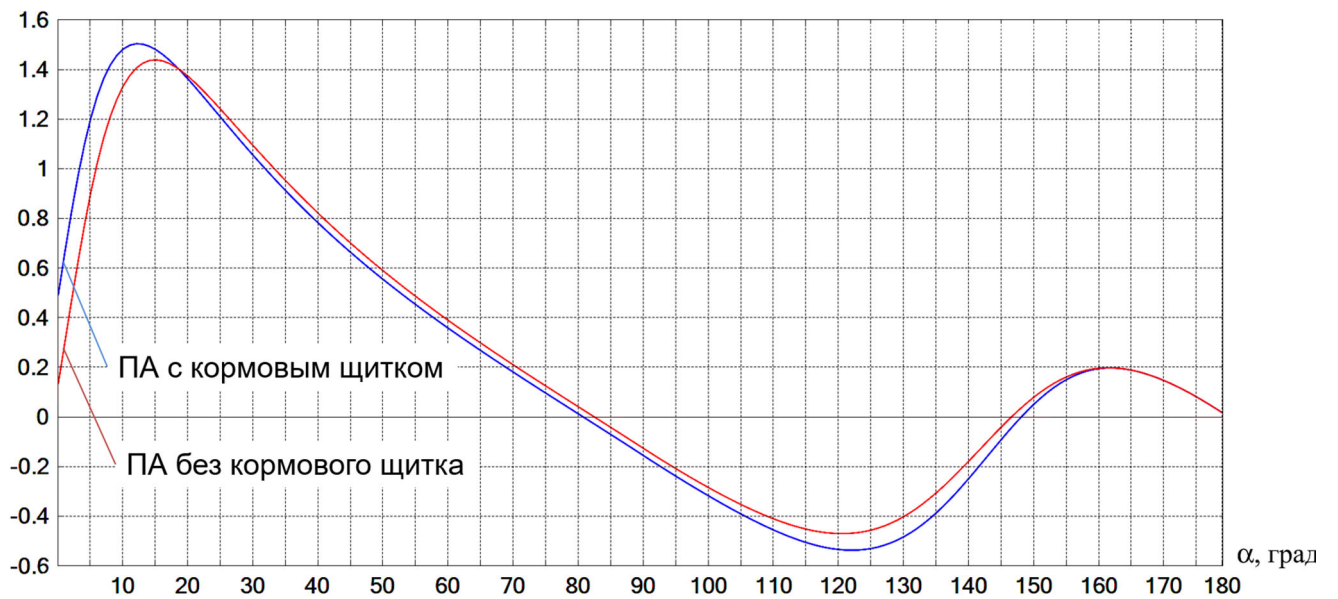


Рисунок 3.27 – Схема действия аэродинамических сил для ПА класса «несущий корпус» с кормовым щитком

Как видно из рисунка 3.27, ПА класса «несущий корпус» с кормовым щитком имеет устойчивое положение. Для динамически устойчивого полета ПА на заданном угле атаки необходимо, чтобы положение центра давления находилось за центром масс по линии действия аэродинамических сил на расстоянии большем или равном $\Delta x = 0,01 \cdot L_z \approx 28 \text{ мм}$. В нашем случае расстояние 123 мм, т.е. условие выполняется.

C_x, C_y, C_{xa}, C_{ya}


а

 $K_{гип}$


б

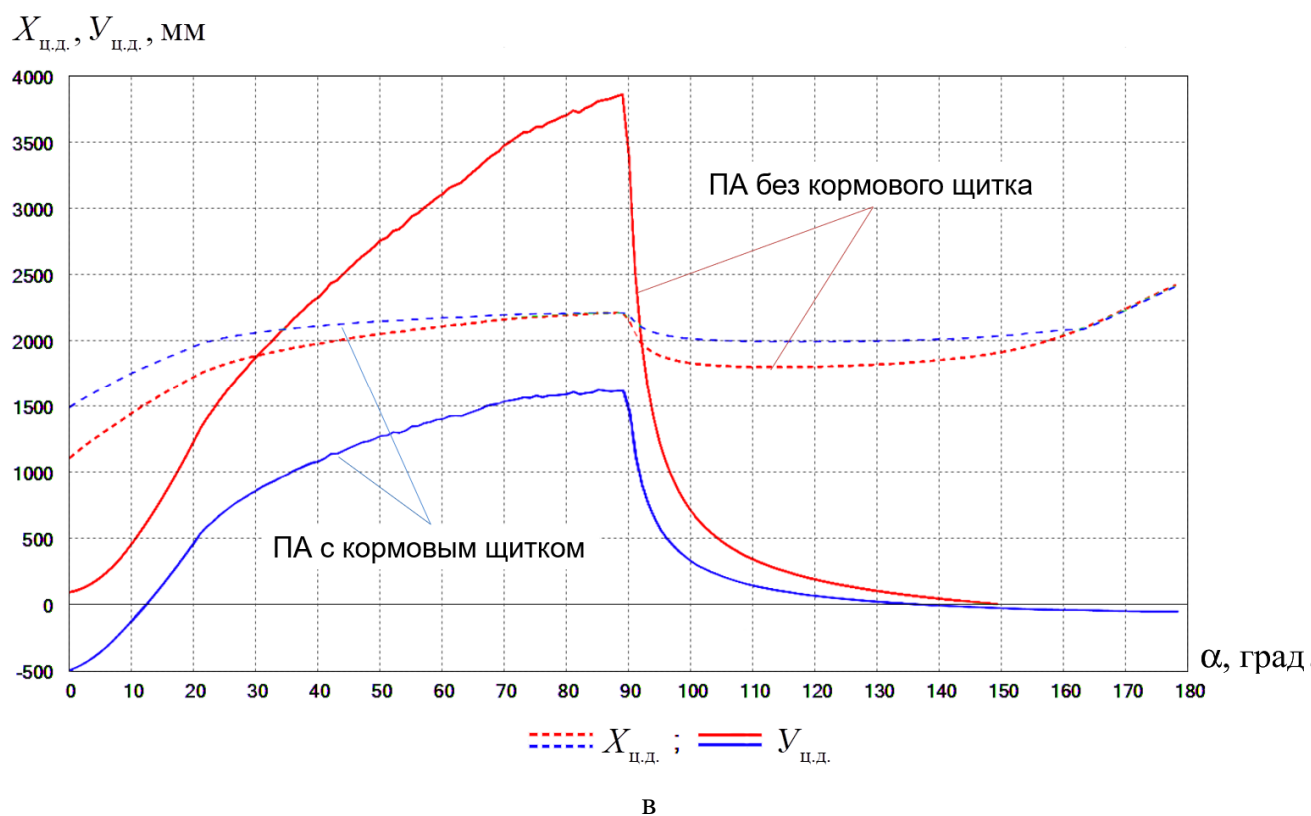
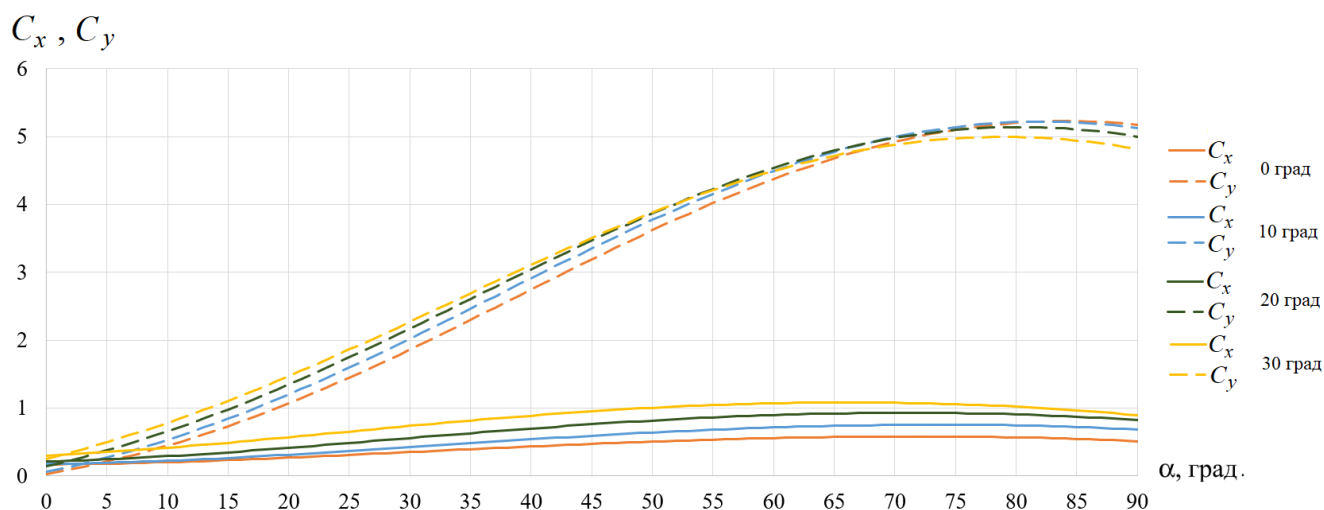


Рисунок 3.28 – Аэродинамические коэффициенты (а), аэродинамическое качество (б) и координаты центра давления (в) для аппарата класса «несущий корпус» без кормового щитка и с ним

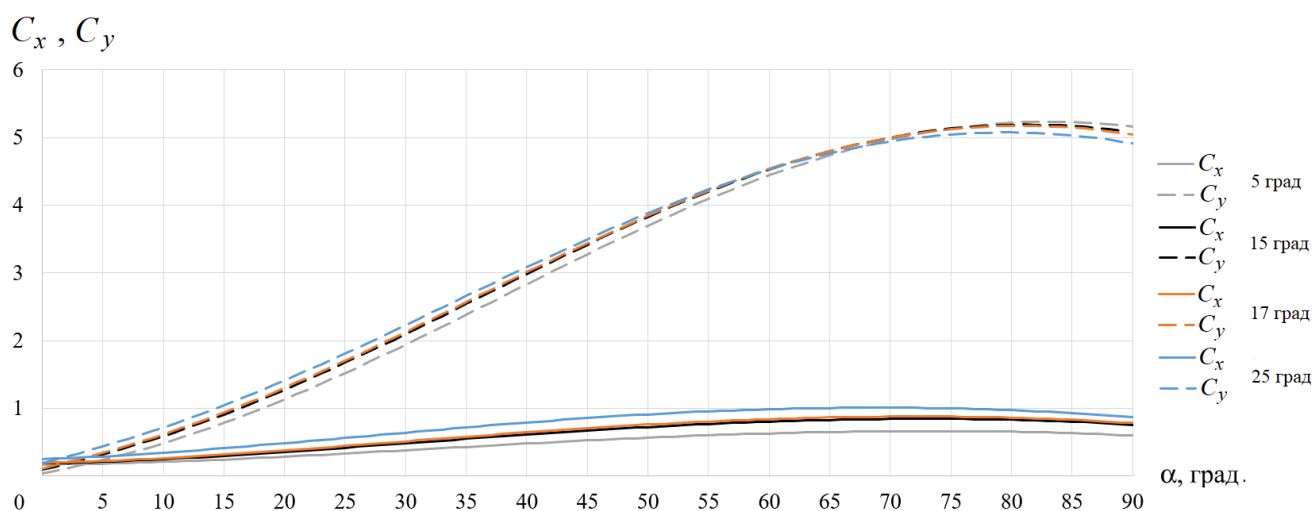
Как видно из рисунка 3.28б добавление кормового щитка незначительно увеличило аэродинамическое качество. Одновременно с добавлением щитка дополнительно может быть использована перекомпоновка систем или добавление балансирующего груза при необходимости.

Стоит отметить, что угол раскрытия кормового щитка выбран 17° также для балансировки центра давления при заданном качестве ($K_{\text{гип}} = 1,4$).

Рассмотрим характер изменения аэродинамических характеристик в зависимости от угла раскрытия щитка. Рассматриваемые углы раскрытия кормового щитка: 0° , 5° , 10° , 15° , 17° , 20° , 25° , 30° .



а



б

Рисунок 3.29 – Аэродинамические коэффициенты продольной и нормальной сил аппарата класса «несущий корпус» с кормовым щитком при угле раскрытия щитка: 0° , 10° , 20° , 30° (а), 5° , 15° , 17° , 25° (б)

После проведенного исследования аэродинамических характеристик ПА класса «несущий корпус» с различными углами раскрытия щитка был определен наиболее подходящий угол: $\gamma=17^\circ$, при котором обеспечивается устойчивое положение ПА при качестве $K_{\text{тип}} = 1.4$ (см. рисунок 3.29).

Для наглядности на рисунке 3.30 приведены координаты центра аэродинамического давления для ПА класса «несущий корпус» с углом раскрытия щитка $\gamma=17^\circ$ для различных углов атаки.

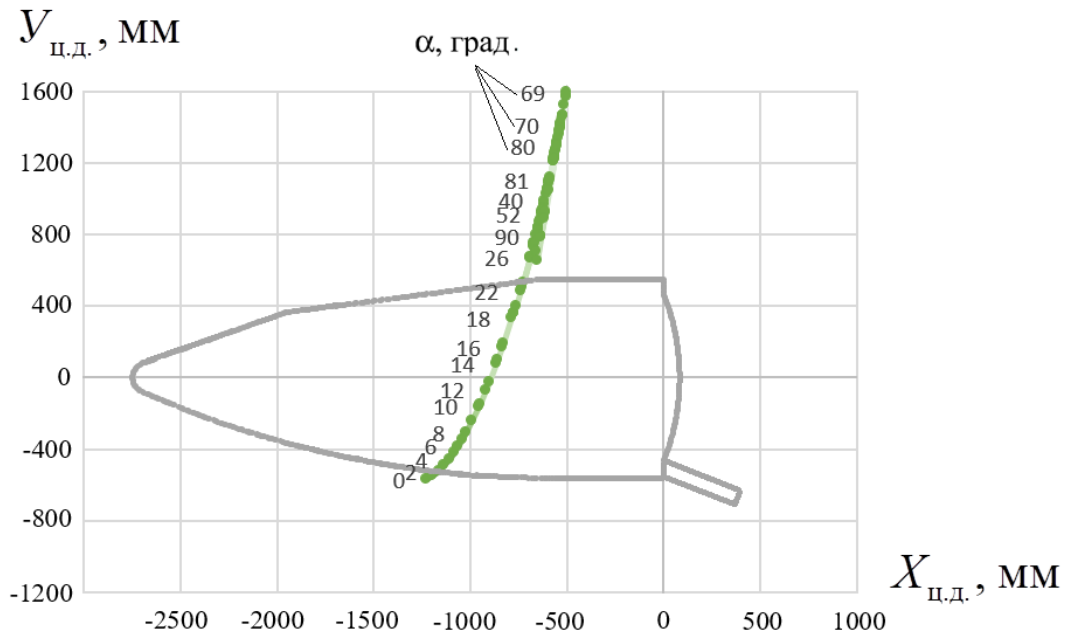


Рисунок 3.30 – График координат центра давления ПА класса «несущий корпус» для различных углов атаки и их расположение относительно ПА

3.4 Центровочные характеристики

Центровочные КПД (φ_{V_x} , φ_{V_y}) характеризуют компоновочные характеристики аппарата.

Для обеспечения устойчивости ПА после определения проектного положения центра масс необходимо на начальном этапе, до компоновки ПА, оценить сложности приведения центра масс в требуемую точку. Для этого тело, образованное выбранной формой, сечётся плоскостями в соответствии с выбранной системой координат, после чего определяются объёмы и площади образованных областей. Отношения полученных объёмов и отношения полученных площадей будут указывать на отклонения центра тяжести от естественного для данной формы (см. рисунок 3.31). Идеальным проектным случаем являются отношения, равные 1.

Объёмно-центровочные и поверхностно-центровочные коэффициенты определяются согласно выражениям:

$$\varphi_{V_x} = \frac{V_{x1}}{V_{x2}}; \quad \varphi_{V_y} = \frac{V_{y1}}{V_{y2}};$$

$$\varphi_{S_x} = \frac{S_{x1}}{S_{x2}}; \quad \varphi_{S_y} = \frac{S_{y1}}{S_{y2}},$$

где V_{x1} , S_{x1} и V_{x2} , S_{x2} – объём и площадь поверхности аппарата соответственно, отсекаемые плоскостью, проходящей через центр масс аппарата параллельно плоскости OY ;

V_{y1}, S_{y1} и V_{y2}, S_{y2} – объём и площадь поверхности аппарата соответственно, отсекаемые плоскостью, проходящей через центр масс аппарата параллельно плоскости OX .

Значения $V_{xi}, S_{xi}; V_{yi}, S_{yi}$ для различных типов аппаратов приведены в таблице В.8 приложения В.

Результаты расчетов данных коэффициентов для различных типов ПА приведены в таблице 3.3.

Для аппаратов с массовой несимметрией как аэродинамическая схема аппарата класса «несущий корпус» важное значение имеет центровочный критерий Φ_{Vy} , показывающий эффективность обеспечения заданной поперечной центровки аппарата.

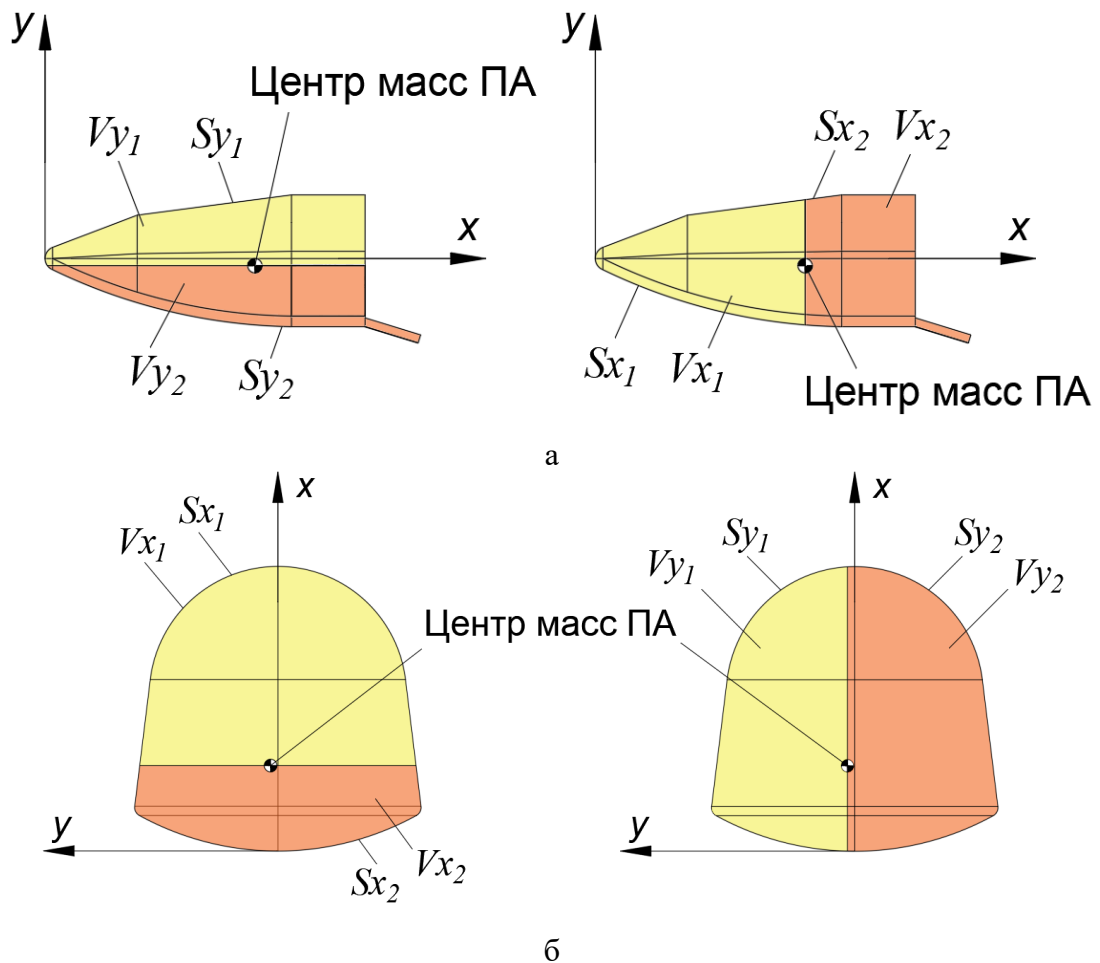


Рисунок 3.31 – Определение объёмно- и поверхностно-центровочных коэффициентов ПА класса «несущий корпус» и ПА класса «скользящий спуск» на примере «Союз»

Объёмно-центровочные и поверхностно-центровочные коэффициенты для различных ПА

Наименование	Индекс	«Союз»	«Аполлон»	«Заря-2»	«Несущий корпус» (со щитком) [14], [81]
Суммарная площадь поверхности	$S_{\Sigma} (m^2)$	8.08	8.506	9.38	9.5 (10.8)
Суммарный объем	$V_{\Sigma} (m^3)$	2	1.95	2.1	2
Координата Ц.М. ПА по оси X	$X_{цм} (m)$	0.695	0.562	0.582	1.803 (1844)
Координата Ц.М. ПА по оси Y	$Y_{цм} (m)$	0.040	0.060	0.032	-0.062 (-0.071)
Объёмно-центровочный коэффициент по X	φ_{Vx}	0.91	0.85	0.84	0.84 (0.85)
Объёмно-центровочный коэффициент по Y	φ_{Vy}	0.86	0.81	0.9	0.97 (0.97)
Поверхностно-центровочный коэффициент по X	φ_{Sx}	0.91	0.87	0.86	0.95 (0.8)
Поверхностно-центровочный коэффициент по Y	φ_{Sy}	0.93	0.9	0.95	0.93 (0.8)

У аэродинамических форм большого удлинения практически нет проблем с обеспечением оптимальности в части величины критерия φ_{Vy} (поперечная центровка и удобство компоновки).

У реально выполненных аппаратов скользящего спуска и малоразмерных управляемых капсул величина центровочного критерия φ_{Vy} приближается к 0.7-0.9. В нашем случае значения получились схожие.

3.5 Выводы к главе 3

В данной главе рассмотрено несколько вариантов аэродинамических форм ПА для осуществления маневренного спуска и достижения требуемых районов посадки на Венере, проведен сравнительный анализ данных аппаратов с точки зрения аэродинамических характеристик и возможностей каждой из рассматриваемых форм.

Разработанный программно-вычислительный комплекс по расчету аэродинамических характеристик численным методом по теории обтекания Ньютона позволяет рассматривать тела произвольной формы и может быть использован для оперативной проектно-конструкторской оценки аэродинамических форм аппаратов на начальных этапах проектирования ПА.

В результате проведенного анализа показано, что аппарат класса «несущий корпус» обладает бóльшим аэродинамическим качеством и способен совершать более существенные маневры по сравнению с аппаратами класса «скользящий спуск», а значит имеет большую широту охвата посадочных зон.

Для дальнейшего анализа выберем форму аппарата класса «несущий корпус» как наиболее рациональную с точки зрения решения целевой задачи – осуществления маневренного спуска и обеспечения выхода аппарата в требуемый район посадки.

Глава 4. Анализ баллистики спуска предлагаемого посадочного аппарата в атмосфере Венеры

Доставить посадочный аппарат на выбранный участок поверхности Венеры после длительного перелета Земля-Венера – это сложная техническая задача.

Посадочный аппарат, приближающийся к атмосфере планеты, обладает большим запасом кинетической энергии. Наличие плотной атмосферы на Венере позволяет снизить относительную скорость аэродинамическими средствами торможения за счет преобразования кинетической энергии ПА в тепловую, при этом требуется применение определенной аэродинамической формы корпуса КА и ее теплозащиты.

В аэробаллистическом проектировании одной из наиболее сложных задач является расчёт траектории спуска аппарата в атмосфере.

При этом подразумевается, что задаются или рассчитываются необходимые начальные условия, к которым относятся характеристики аппарата, входящего в атмосферу, характеристики планеты (атмосфера, гравитационные характеристики), начальные баллистические параметры (скорость входа в атмосферу, угол входа), законы управления аппаратом на атмосферном участке спуска.

К характеристикам аппарата, используемым для проведения баллистического анализа, относятся массо-центровочные, инерционные и аэродинамические характеристики [5], вычисленные на предыдущем этапе.

В результате баллистического расчёта определяются такие характеристики, как маневр по дальности и боковой маневр, перегрузочные режимы.

Соответственно массовые, центровочные и аэродинамические характеристики определяют целесообразность использования того или иного способа управления аппаратом на участке спуска.

Условия посадки зависят от параметров атмосферы, допустимых тепловых и аэродинамических нагрузок, скорости и угла входа в атмосферу. Существующие ограничения определяют требования к компоновке и баллистическим характеристикам ПА, позволяющим реализовать рациональную траекторию входа в атмосферу.

В данной главе рассмотрены некоторые варианты траекторий спуска в атмосфере Венеры для ПА класса «несущий корпус» с возможностью осуществления бокового маневра в атмосфере планеты, приводится сравнение этих траекторий с траекторией спуска баллистического посадочного аппарата, проведена оценка действующих максимальных перегрузок при входе в атмосферу планеты [23].

Районы посадки ПА определяются, в первую очередь, вектором относительной скорости на бесконечности его прилета к Венере. Этот вектор меняется в зависимости от дат старта и достижения поверхности планеты. Важным параметром, влияющим на положение доступного места посадки, является также допустимая максимальная перегрузка при входе в атмосферу, которая зависит от угла входа в атмосферу и ее характеристик.

В данном разделе рассмотрен также вопрос определения достижимых районов посадки на поверхности Венеры для окон старта миссии «Венера-Д» в диапазоне 2029-2034 гг. Согласно сценарию проекта «Венера-Д» посадочный аппарат отделяется на подлете к планете и входит в атмосферу с последующей посадкой в требуемый район. Вопрос выбора района посадки на данный момент остается открытым и зависит от определения приоритетов научных изысканий со стороны ученых. При этом важной особенностью Венеры, влияющей на точки посадки, является малая величина угловой скорости вращения вокруг оси. Вследствие этого долготу точки посадки практически невозможно варьировать временем прилёта. В связи с этим задача расширения области достижимых мест посадки без переноса дат запуска и уменьшения массы полезной нагрузки является актуальной, что представлено в рамках данной главы, а именно возможность увеличения достижимых районов посадки при использовании посадочного аппарата класса «несущий корпус».

4.1 Предложения по решению задачи спуска на поверхность Венеры

Для расчёта траектории спуска и определения траекторно–баллистических параметров, необходимых для расчёта на следующем этапе теплового режима спуска ПА и определения величин воздействующих на аппарат перегрузок, необходимо подготовить ряд исходных данных:

1. Должна быть составлена система уравнений, описывающих движение аппарата в атмосфере (участок спуска). Для проектных исследований допустимо на начальном этапе проектирования ограничиться исследованием движения ПА, представляемого в виде материальной точки, не рассматривая его движения вокруг центра масс.

2. Должна быть известна конфигурация (геометрические характеристики) и аэродинамические характеристики аппарата (C_{xa} , C_{ya} , $K_{гип}$ и др.).

3. Должны быть известны массовые характеристики аппарата ($G_{ПА}$) и закон изменения массы аппарата в процессе спуска. В большинстве случаев изменением массы аппарата в процессе спуска можно пренебречь (расход топливных компонентов, если есть, унос теплозащитного покрытия, и т.д.).

При баллистическом спуске аэродинамическое качество ПА равно нулю. При этом почти не требуется управлять полетом. Однако расчетные перегрузки и нагрев аппарата при этом способе оказываются высокими [63]. Простота баллистического спуска предопределила его применение при первых пусках (например, для капсул, доставляющих на Землю научную документацию со спутника). При баллистическом спуске разброс точек посадки относительно расчетной может достигать нескольких сотен километров в зависимости от разброса начальных параметров входа и параметров атмосферы.

В рассматриваемом варианте аппарат класса «несущий корпус», как было указано выше, сбалансирован на определённом угле атаки, позволяющем реализовать подъёмные силы от поверхностного распределения давления.

Для большинства реализованных проектов капсульных (бескрылых) спускаемых аппаратов с ненулевым аэродинамическим качеством используется управление на участке спуска за счёт изменения угла крена при фиксированном угле атаки и центре масс (например, аппараты «Союз» и «Аполлон») [3]. В рамках данной работы рассматривается именно такое управление, так называемое управление эффективным аэродинамическим качеством (управление углом крена). Оно является наиболее простым с точки зрения организации управления.

Меняя угол крена при спуске с постоянным аэродинамическим качеством, можно обеспечить меньшие перегрузки, чем при баллистическом спуске, так как подъёмная сила оказывает гораздо большее влияние на траекторию полета, чем сила лобового сопротивления [67]. Однако в ряде случаев спуск аппарата с высоким значением аэродинамического качества может привести к увеличению суммарных тепловых нагрузок в связи с увеличением времени полета по сравнению с баллистической траекторией [57]. Другим недостатком, связанным с использованием подъёмной силы, является увеличение массы аппарата.

В целом характер траектории спуска аппарата в атмосфере определяется во многом его аэродинамическими характеристиками.

Так, для аппарата класса «несущий корпус» характерными являются волнообразные, так называемые «фугоидные» (длиннопериодические) траектории с многократными погружениями в плотные слои атмосферы. При каждом прохождении через атмосферу скорость аппарата будет гаситься, и его траектория будет представлять ряд эллипсов с последовательно уменьшающейся большой полуосью. Такой способ входа позволяет решить проблему аэродинамического нагрева по этапам: тепло, поглощаемое аппаратом при каждом прохождении через атмосферу, будет излучаться в космическое пространство на удалённом от планеты участке эллиптической траектории.

4.1.1 Полная система уравнений и принятые допущения

Для правильного понимания физической картины процесса и в целях получения достаточно строгих для практики результатов при анализе необходимо учитывать пространственное движение ПА как тела переменной массы со всеми степенями свободы, нестационарное обтекание ПА и изменение аэродинамических характеристик, характер теплового нагружения и возможность численной оценки теплоточков, прочность конструкции аппарата и обеспечение тепловой защиты, управление ПА на траектории снижения в условиях реально действующих атмосферных возмущений и т.д. [30]. Решение всех возникающих задач в полной совокупности не представляется возможным как в силу исключительных трудностей математического характера, так и из-за отсутствия достаточно полных и строгих математических моделей. Поэтому в настоящее время каждое из перечисленных направлений изучается самостоятельно в рамках и методами соответствующего научного направления.

В настоящей работе приводится система упрощенных уравнений ПА, полученных при ряде допущений, которые могут использоваться для оперативной оценки процесса спуска на начальном этапе проектирования.

Для расчета траекторий спуска использовались зависимости и обозначения из работ [13], [19], [43], [53].

В качестве рабочего инструмента будем использовать разработанный программно-вычислительный комплекс (подробное его описание будет приведено в разделе 4.1.4), посредством которого осуществляется оптимизация траектории через многократное решение системы дифференциальных уравнений движения посадочного аппарата как материальной точки в скоростной системе координат, приведенной ниже.

При этом примем следующие допущения:

- планета и ее атмосфера имеет идеальную сферическую форму, сферы концентричны;
- поле тяготения является центральным;
- экваториальная скорость вращения планеты и окружающей ее атмосферы мала по сравнению со скоростью аппарата;
- посадочный аппарат совершает спуск в атмосфере без включения маршевой двигательной установки ($g_{ay} = 0$);
- посадочный аппарат управляется только изменением угла крена γ , угол скольжения $\beta = 0$.

Тогда система дифференциальных уравнений движения посадочного аппарата как материальной точки в скоростной системе координат будет выглядеть следующим образом [43]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV}{dt} = -\frac{X_a}{m} - g \sin \theta + \omega_B^2 R \cos \varphi (\sin \theta \cos \varphi - \cos \theta \sin \varphi \sin \varepsilon), \\ \frac{d\theta}{dt} = \left[\frac{Y_a \cos \gamma}{m} - g \cos \theta + \omega_B^2 R \cos \varphi (\cos \theta \cos \varphi + \sin \theta \sin \varphi \sin \varepsilon) \right] / V + \\ \quad + 2\omega_B \cos \varphi \cos \varepsilon + V \cos \theta / R, \\ \frac{d\varepsilon}{dt} = -\left[\frac{Y_a \sin \gamma}{m} + \omega_B^2 R \sin \varphi \cos \varphi \cos \varepsilon \right] / (V \cos \theta) - \\ \quad - 2\omega_B (\sin \varphi - \operatorname{tg} \theta \cos \varphi \sin \varepsilon) - V \cos \theta \cos \varepsilon \operatorname{tg} \varphi / R, \\ \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V}{R} \cos \theta \sin \varepsilon, \\ \frac{d\lambda}{dt} = \frac{V}{R} \cos \theta \frac{\cos \varepsilon}{\cos \varphi}, \\ \frac{dR}{dt} = V \sin \theta, \end{array} \right.$$

где V – скорость полета аппарата, m/c ; θ – угол наклона траектории к местному горизонту (угол между вектором скорости и местной горизонтальной плоскостью)¹, rad ; ε – угол курса (угол между местной параллелью и проекцией вектора скорости на местную горизонтальную плоскость), rad ; φ – географическая широта местности, rad ; λ – географическая долгота местности, rad ; $R = R_B + H$ – расстояние от центра планеты, m ; R_B – средний радиус планеты (для Венеры $R_B = 6051.8$ км); H – высота над поверхностью планеты, m ; m – текущая масса аппарата (в процессе спуска принята постоянной и составляет 1 600 кг), kg ; ρ – плотность невозмущенного потока, $\frac{kg}{m^3}$; t – время полета, c ; g – ускорение свободного падения в точке нахождения ПА ($g = g_0 \cdot R_B^2 / R^2$; g_0 – ускорение на поверхности Венеры, равное $8,869 m/c^2$); ω_B – угловая скорость вращения планеты (для Венеры $\omega_B = 2.9926 \cdot 10^{-7} rad/c$); γ – угол крена, rad .

Учитывая выражения:

$$X_a = q \cdot S \cdot C_{xa} = \frac{\rho V^2}{2} \cdot S \cdot C_{xa} \text{ – сила лобового сопротивления посадочного аппарата;}$$

$$Y_a = q \cdot S \cdot C_{ya} = \frac{\rho V^2}{2} \cdot S \cdot C_{ya} \text{ – аэродинамическая подъемная сила посадочного аппарата;}$$

$$K_\delta = \frac{C_{ya}}{C_{xa}} \text{ – аэродинамическое качество ПА;}$$

¹ ГОСТ 20058-80 Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения.

$$P_x = \frac{m}{C_{xa} \cdot S} - \text{нагрузка на мидель, } \frac{\text{кг}}{\text{м}^2};$$

C_{xa} – коэффициент лобового сопротивления;

C_{ya} – коэффициент подъемной силы;

S – площадь миделя посадочного аппарата, м^2 ;

получим систему дифференциальных уравнений движения посадочного аппарата как материальной точки в скоростной системе координат в следующем виде:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV}{dt} = -\frac{1}{2 \cdot P_x} \cdot \rho \cdot V^2 - g \cdot \sin \theta + \omega_B^2 \cdot R \cdot (\cos^2 \varphi \cdot \sin \theta - \cos \varphi \cdot \sin \varphi \cdot \sin \varepsilon \cdot \cos \theta), \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{2 \cdot P_x} \cdot \rho \cdot V \cdot K_\delta \cdot \cos \gamma + \left(\frac{V^2 - g \cdot R}{V \cdot R} \right) \cdot \cos \theta + 2 \cdot \omega_B \cdot \cos \varphi \cdot \cos \varepsilon + \\ \quad + \frac{\omega_B^2 \cdot R}{V} \cdot \cos \varphi \cdot (\cos \varphi \cdot \cos \theta + \sin \varphi \cdot \sin \theta \cdot \sin \varepsilon), \\ \frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{1}{2 \cdot P_x} \cdot \rho \cdot V \cdot \frac{K_\delta \cdot \sin \gamma}{\cos \theta} - \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \text{tg} \varphi \cdot \cos \varepsilon - \frac{\omega_B^2 \cdot R}{V} \cdot \sin \varphi \cdot \cos \varphi \cdot \frac{\cos \varepsilon}{\cos \theta} + \\ \quad + 2 \cdot \omega_B \cdot (\cos \varphi \cdot \sin \varepsilon \cdot \text{tg} \theta - \sin \varphi), \\ \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \sin \varepsilon, \\ \frac{d\lambda}{dt} = \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \frac{\cos \varepsilon}{\cos \varphi}, \\ \frac{dR}{dt} = V \cdot \sin \theta \end{array} \right. \quad (4.1)$$

Для ориентировочной оценки степени воздействия перегрузки часто ограничиваются одним критерием – максимальной перегрузкой, достигаемой на траектории входа в атмосферу.

Выражение для оценки перегрузки имеет вид:

$$n = \sqrt{n_x^2 + n_y^2} = \frac{\sqrt{1 + K_\delta^2}}{2 \cdot P_x \cdot g_0} \cdot \rho \cdot V^2,$$

где перегрузки в скоростных осях:

$$n_x = \frac{C_{xa} \frac{\rho \cdot V^2}{2} S}{mg} - \text{продольная составляющая перегрузки,}$$

$$n_y = \frac{C_{ya} \frac{\rho \cdot V^2}{2} S}{mg} - \text{поперечная составляющая перегрузки.}$$

Иногда в расчетах используется обратная P_x величина – баллистический коэффициент $\sigma = 1/P_x$. Эти коэффициенты, включающие в себя массовые и аэродинамические характеристики аппарата, во многом определяют характер спуска.

4.1.2 Упрощенная расчетная модель

Для решения системы уравнений (4.1) рассмотрим начальный момент времени: пусть 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:

$$L_{бок} = \varphi_k \cdot R_B,$$

где φ_k – широта в точке посадки аппарата;

R_B – средний радиус планеты (для Венеры $R_B \cong 6051.8$ км).

В данной модели можно пренебречь вращением планеты, долгота местности в данной задаче тоже не играет роли. В рассматриваемой задаче управление спуском аппарата осуществляется с помощью простейшей программы изменения угла крена γ , когда значение угла крена отлично от нуля и не изменяется в течение определенного промежутка времени выполнения бокового маневра.

Таким образом, упрощенная система уравнений в скоростной системе координат будет выглядеть следующим образом:

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = -\frac{1}{2 \cdot Px} \cdot \rho \cdot V^2 - g \cdot \sin \theta, \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{1}{2 \cdot Px} \cdot \rho \cdot V \cdot K_\delta \cdot \cos \gamma + \left(\frac{V^2 - g \cdot R}{V \cdot R} \right) \cdot \cos \theta, \\ \frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{1}{2 \cdot Px} \cdot \rho \cdot V \cdot \frac{K_\delta \cdot \sin \gamma}{\cos \theta} - \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \operatorname{tg} \varphi \cdot \cos \varepsilon, \\ \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V}{R} \cdot \cos \theta \cdot \sin \varepsilon, \\ \frac{dR}{dt} = V \cdot \sin \theta. \end{cases} \quad (4.2)$$

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

Рассмотрение баллистических траекторий спуска аэрокосмических аппаратов в атмосфере показывает, что основной участок полёта, где реализуются максимальные аэродинамические и тепловые нагрузки, проходит в диапазоне скоростей при $M > 5$ [19].

При расчетах будем рассматривать только данный участок ($K_\delta = \text{const}$, $Px = \text{const}$), поскольку основная часть полета посадочного аппарата (вход в атмосферу Венеры и выполнение бокового маневра) происходит в диапазоне скоростей при $M > 5$. Аэродинамические характеристики посадочного аппарата класса «несущий корпус» для данного диапазона скоростей представлены в главе 2.

Конфигурация для совершения непосредственно бокового маневра в атмосфере Венеры: угол атаки $\alpha = 18^\circ$; $C_{xa} = 0,81$; $C_{ya} = 1,15$; т.е. $K_\delta = 1.42$, или конфигурация максимального аэродинамического качества. При этом аэродинамические характеристики отнесены к площади миделя посадочного аппарата, которая принята равной $S_M = 0,95 \text{ м}^2$.

4.1.3 Постановка задачи выбора оптимальной программы управления

В качестве критерия маневренности посадочного аппарата будем рассматривать дальность бокового маневра, т.е. величину отклонения траектории полета посадочного аппарата в направлении, перпендикулярном его первоначальному углу курса. Рассматривается возможность совершения максимального бокового маневра. При этом принимаются во внимание также волнообразные, так называемые «фугоидные» (длиннопериодические) траектории с многократными погружениями в плотные слои атмосферы. Это может быть использовано для организации варианта экспедиции на Венеру, когда аппарат производит длительный полет в атмосфере Венеры на большие расстояния, пролетая над самыми различными участками поверхности планеты.

Начальные условия имеют вид:

$$\begin{cases} V(0) = V_0, \\ \theta(0) = \theta_0, \\ \varepsilon(0) = 0, \\ \varphi(0) = 0, \\ R(0) = R_0, \end{cases} \quad (4.3)$$

где $V_0 = 11 \text{ км/с}$; $R_0 = R_B + H_{\text{ex}} = 6051.8 + 130 = 6181.8 \text{ км}$.

Целевой функционал. Боковой маневр должен быть максимальным, т.е. $L_{\text{бок}} = \varphi_k \cdot R_0 \rightarrow \max$. В задачах оптимизации принято целевую функцию приводить к виду, при котором необходимо получить её минимум. Тогда $-L_{\text{бок}} = -\varphi_k \cdot R_0 \rightarrow \min$, где R_0 – константа, а $\varphi_k = \varphi_k(1)$.

В итоге получим целевой функционал

$$-\varphi_k(1) \rightarrow \min \quad (4.4)$$

При этом есть ряд ограничений:

1. Ограничение на высоту посадки. Расчет траектории будем вести до высоты 60 км (при проведении расчетов на более нижних слоях атмосферы существенного приращения бокового маневра не наблюдается).

Тогда $R(1) = R_0 + H_{\text{кон}}$, $H_{\text{кон}} = 60 \text{ км}$. Приводя к стандартной записи, получим

$$R(1) - (R_0 + H_{кон}) = 0 \quad (4.5)$$

2. Ограничение на максимальную перегрузку: $\max_{\tau \in [0,1]} (n) \leq n_{\max}$ или в стандартной записи

$$\max_{\tau \in [0,1]} (n) - n_{\max} \leq 0 \quad (4.6)$$

3. Ограничение на максимальное время спуска (при необходимости).

Система уравнений (4.2) с начальными условиями (4.3) и уравнениями (4.4)-(4.6) определяет задачу оптимального управления, в которой $\gamma(t)$ является определяемым параметром.

4.1.4 Реализация программно-вычислительного комплекса по расчету баллистики спуска посадочного аппарата

Процесс решения задачи состоит из нескольких этапов. Сначала задают все необходимые параметры решаемой задачи: параметры аппарата (масса и габариты аппарата, аэродинамические характеристики), планеты (параметры атмосферы и самой планеты), траекторные ограничения (ограничения на высоту посадки и максимальную перегрузку, а также максимальное время спуска при необходимости) и начальные условия (скорость, угол и высота входа в атмосферу), а также определяются все настройки процесса решения (шаг и точность интегрирования, количество оптимизируемых участков траектории и др.). Далее после задания параметров решаемой задачи следует ее решение – производится перебор всех возможных вариантов углов крена на каждом участке траектории (шаге) и интегрирование системы уравнений (2) методом Рунге-Кутты 4-го порядка или методом Адамса 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.

Структурная схема программы, реализованной по указанному выше алгоритму, приведена на рисунке 4.1.

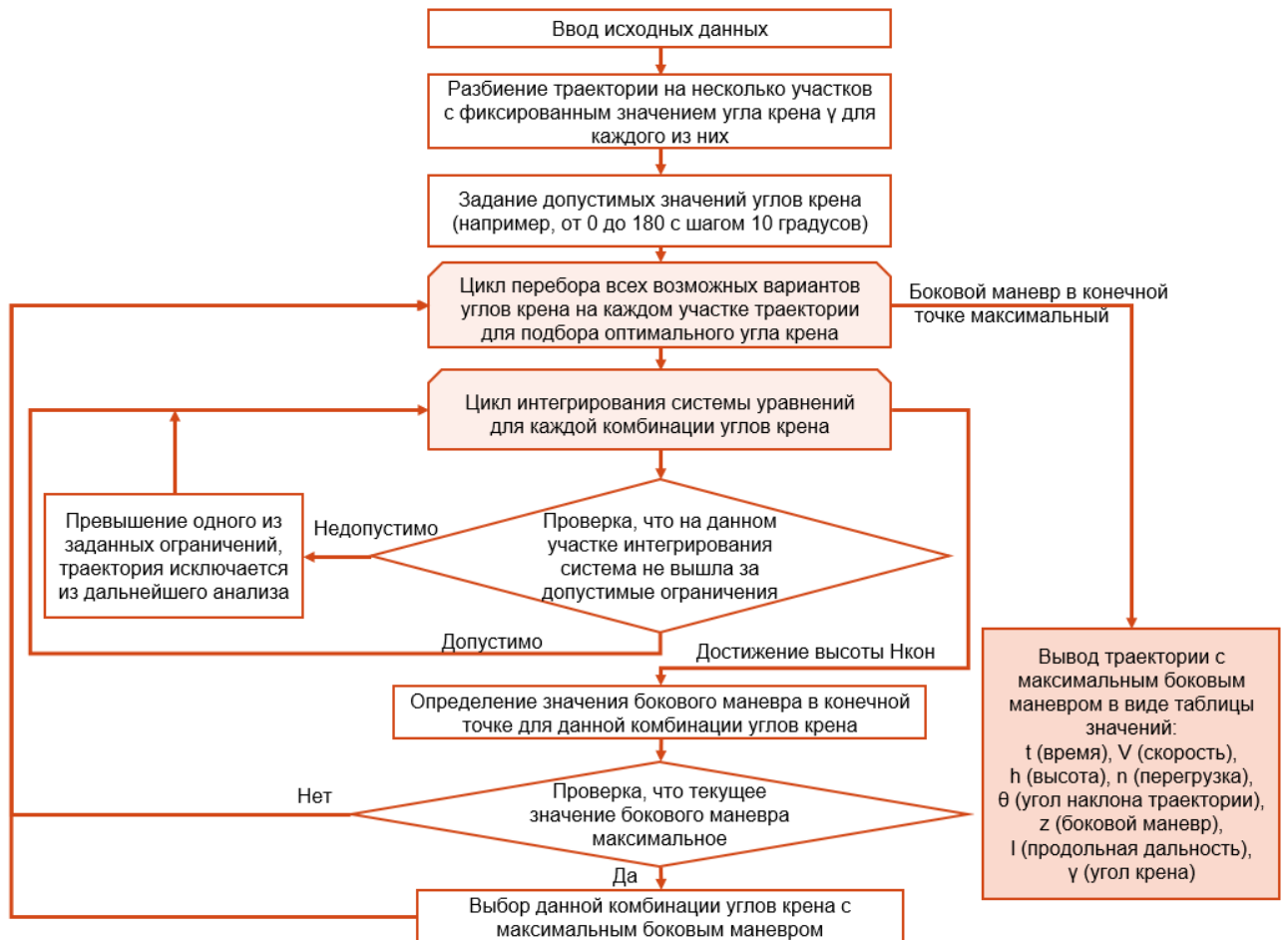


Рисунок 4.1 – Структурная схема программы расчета параметров траектории спуска

При интегрировании системы уравнений были рассмотрены два метода: метод Рунге-Кутты 4-го порядка и метод Адамса. Метод Адамса в отличие от метода Рунге-Кутты использует для вычисления очередного значения искомого решения не одно, а несколько значений, которые уже вычислены в предыдущих точках.

Пусть дано дифференциальное уравнения первого порядка

$$y' = f(x, y) \quad (4.7)$$

при начальном условии $y = y_0$ при $x = x_0$.

Требуется на заданном промежутке найти решение $y(x)$ уравнения (4.7).

Для этого выбираем шаг интегрирования h , разделив заданный отрезок на n равных частей.

Метод Рунге-Кутты 4-го порядка.

Соответствующие значения $y_i = y(x_i)$ искомой функции по методу Рунге-Кутты последовательно вычисляются по формулам:

$$y_{i+1} = y_i + \Delta y_i,$$

где

$$\Delta y_i = \frac{1}{6} (k_1^{(i)} + 2k_2^{(i)} + 2k_3^{(i)} + k_4^{(i)}), \quad i = 0, 1, 2, \dots, n$$

$$k_1^{(i)} = f(x_i, y_i) \cdot h,$$

$$k_2^{(i)} = f\left(x_i + \frac{h}{2}, y_i + \frac{k_1^{(i)}}{2}\right) \cdot h,$$

$$k_3^{(i)} = f\left(x_i + \frac{h}{2}, y_i + \frac{k_2^{(i)}}{2}\right) \cdot h,$$

$$k_4^{(i)} = f(x_i + h, y_i + k_3^{(i)}) \cdot h.$$

Метод Адамса.

Для решения уравнения (4.7) по методу Адамса, исходя из начальных условий $y(x_0) = y_0$ мы находим методом Рунге-Кутты следующие три значения искомой функции $y(x)$:

$$y_1 = y(x_1) = y(x_0 + h), \quad y_2 = y(x_2) = y(x_0 + 2h), \quad y_3 = y(x_3) = y(x_0 + 3h)$$

Находим далее величины

$$q_0 = h \cdot y'_0 = h \cdot f(x_0, y_0), \quad q_1 = h \cdot y'_1 = h \cdot f(x_1, y_1),$$

$$q_2 = h \cdot y'_2 = h \cdot f(x_2, y_2), \quad q_3 = h \cdot y'_3 = h \cdot f(x_3, y_3).$$

Далее составляем таблицу 4.1.

Таблица 4.1

Диагональная таблица конечных разностей значений q

x_n	y_n	$\Delta y_n =$ $= y_{n+1} - y_n$	$y'_n =$ $= f(x_n, y_n)$	$q_n =$ $= y'_n \cdot h$	$\Delta q_n =$ $= q_{n+1} - q_n$	$\Delta^2 q_n =$ $= \Delta q_{n+1} - \Delta q_n$	$\Delta^3 q_n =$ $= \Delta^2 q_{n+1} - \Delta^2 q_n$
x_0	y_0	Δy_0	$f(x_0, y_0)$	q_0	Δq_0	$\Delta^2 q_0$	$\Delta^3 q_0$
x_1	y_1	Δy_1	$f(x_1, y_1)$	q_1	Δq_1	$\Delta^2 q_1$	$\Delta^3 q_1$
x_2	y_2	Δy_2	$f(x_2, y_2)$	q_2	Δq_2	$\Delta^2 q_2$	$\Delta^3 q_2$
x_3	y_3	Δy_3	$f(x_3, y_3)$	q_3	Δq_3	$\Delta^2 q_3$	
x_4	y_4	Δy_4	$f(x_4, y_4)$	q_4	Δq_4		
x_5	y_5	Δy_5	$f(x_5, y_5)$	q_5			
x_6	y_6		$f(x_6, y_6)$				

Метод Адамса заключается в продолжении диагональной таблицы разностей с помощью формулы Адамса:

$$\Delta y_i = q_i + \frac{1}{2} \Delta q_{i-1} + \frac{5}{12} \Delta^2 q_{i-2} + \frac{3}{8} \Delta^3 q_{i-3} \quad (4.8)$$

Полагая в формуле (4.8) $i=3$, вычисляем $\Delta y_3 = q_3 + \frac{1}{2} \Delta q_2 + \frac{5}{12} \Delta^2 q_1 + \frac{3}{8} \Delta^3 q_0$.

Найдя Δy_3 , вычисляем $y_4 = y_3 + \Delta y_3$. Зная x_4 и y_4 , находим $q_4 = h \cdot f(x_4, y_4)$ и вносим значения y_4 , Δy_3 и q_4 в таблицу разностей и пополняем ее конечными разностями Δq_3 , $\Delta^2 q_2$, $\Delta^3 q_1$, расположенными вместе с q_4 по новой диагонали, параллельно прежней и т.д. Аналогично находится диагональ q_5 , Δq_4 , $\Delta^2 q_3$, $\Delta^3 q_2$. С помощью этой диагонали мы находим значение y_6 искомого решения $y(x)$.

На рисунке 4.2 приводится результат вычисления дифференциального уравнения зависимости высоты от времени из системы уравнений (4.2) для баллистического спуска ПА типа «Экзомарс» различными методами.

При этом были приняты следующие исходные данные: $m_{ПА} = 1600 \text{ кг}$ – масса посадочного аппарата; $R_b = 6051,8 \text{ км}$ – средний радиус планеты Венера; $H = 130 \text{ км}$ – высота входа в атмосферу Венеры; $V = 11 \text{ км/с}$ – скорость входа в атмосферу Венеры; $\theta = -8^\circ$ – угол входа; $C_{xa} = 1,6006$ – коэффициент лобового сопротивления; $K=0$ – аэродинамическое качество; $S_M = 11.34 \text{ м}^2$ – площадь миделя ПА.

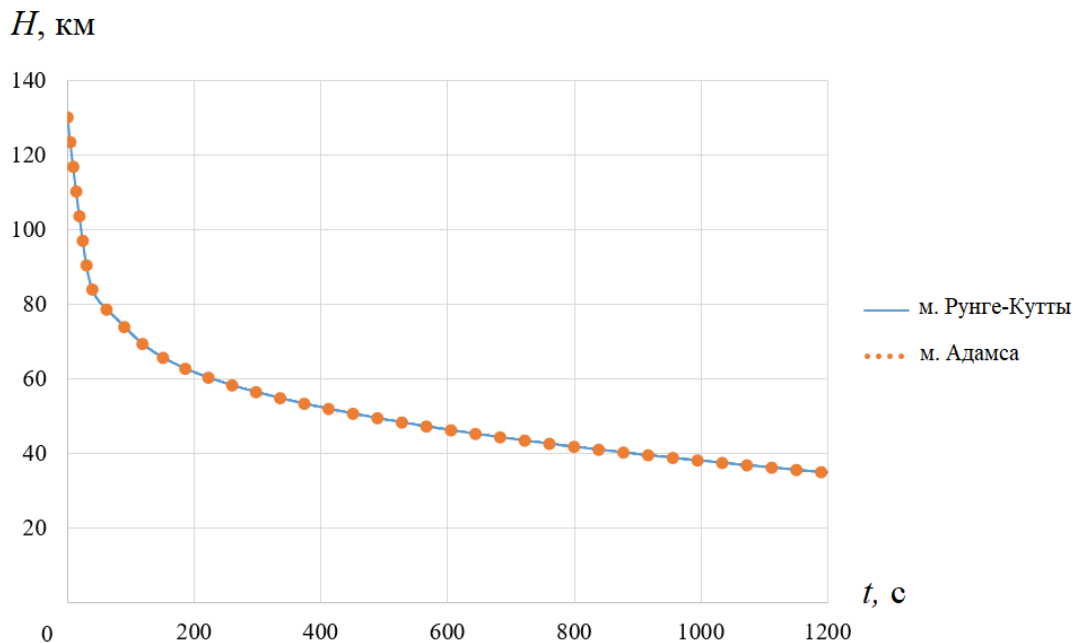


Рисунок 4.2 – Зависимость высоты спуска ПА типа «Экзомарс» от времени, полученная путем интегрирования методом Рунге-Кутты 4-го порядка и методом Адамса

Значение среднеквадратичного отклонения при вычислении значений высоты методом Рунге-Кутты 4-го порядка и методом Адамса равно:

$$\sigma_H = \sqrt{\frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^n [H_{i_RK} - H_{i_Adams}]^2} = 0.06$$

Таким образом, представленные методы с достаточной степенью точности совпадают, и в нашей работе для проведения вычислений может быть использован любой из указанных методов интегрирования.

4.1.5 Анализ и сравнение результатов расчета баллистики спуска посадочных аппаратов различного типа

Результаты решения для ПА класса «несущий корпус» и ПА типа «Экзомарс», рассматриваемого в рамках миссии «Венера-Д» как баллистический, представлены в таблицах 4.2-4.3 и в виде графиков на рисунках 4.3-4.13.

Исходные данные для расчета:

$m_{ПА} = 1600 \text{ кг}$ – масса посадочного аппарата;

$g_B = 8.87 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения на Венере;

$R_B = 6051,8 \text{ км}$ – средний радиус планеты Венера;

$H = 130 \text{ км}$ – высота входа в атмосферу Венеры;

$H_k = 60 \text{ км}$ – высота, до которой происходит интегрирование системы дифференциальных уравнений при расчете бокового маневра ПА;

$V = 11 \text{ км/с}$ – скорость входа в атмосферу Венеры;

θ – угол входа в атмосферу Венеры;

А также параметры ПА:

– ПА класса «несущий корпус»:

данные полученного на предыдущем этапе аэродинамического расчета: угол атаки $\alpha = 18^\circ$; $C_{xa} = 0.81$; $C_{ya} = 1.15$; т.е. $K_\delta = 1.42$;

$S_M = 0.95 \text{ м}^2$ – площадь миделя ПА;

– ПА типа «Экзомарс»:

данные аэродинамического расчета: $C_{xa} = 1,6006$, $K=0$.

$S_M = 11.34 \text{ м}^2$ – площадь миделя ПА.

Параметры траектории спуска ПА класса «несущий корпус» при 4 оптимизируемых участках траектории без ограничений (строка выше) и 4 оптимизируемых участках траектории при ограничении по перегрузке 150 и по времени – 2000 с (строка ниже)

Угол входа θ , град	Дальность бокового маневра, км	Продольная дальность, км	Максимальная перегрузка	Углы крена γ , обеспечивающие максимальную дальность, град	Время спуска, с
-8	5251	9536	57	80,80,40,20	4003
	4972	7831	57	80,80,60,20	1763
-9	5242	9416	65	80,60,60,40	4037
	4970	7825	65	60,80,80,20	1788
-10	5203	9256	68	60,80,60,20	4228
	4960	7824	68	60,80,60,20	1999
-11	5179	9054	72	60,60,80,20	4327
	4950	7774	72	40,80,80,40	1975
-12	5088	8936	79	60,60,60,40	4394
	4943	7724	79	40,80,60,40	1972
-13	4971	7998	82	60,60,60,20	4212
	4881	7691	82	60,60,60,20	1985
-14	4871	7944	92	40,60,80,20	4157
	4770	7682	92	40,60,80,20	1964
-15	4809	7912	94	40,60,60,20	4399
	4754	7542	94	40,60,60,40	1975
-16	4626	7809	103	40,60,60,20	4333
	4637	6983	103	40,60,60,20	1906
-17	4411	7671	116	20,60,60,20	4320
	4338	6535	116	40,60,60,20	1901
-18	4385	7527	126	40,40,60,20	4390
	4243	5969	126	40,40,60,40	1859

Результаты расчета траекторий спуска при различных углах входа для ПА класса «несущий корпус» проиллюстрированы на рисунках 4.3-4.8 для случая 4 оптимизируемых участков траектории без ограничений.

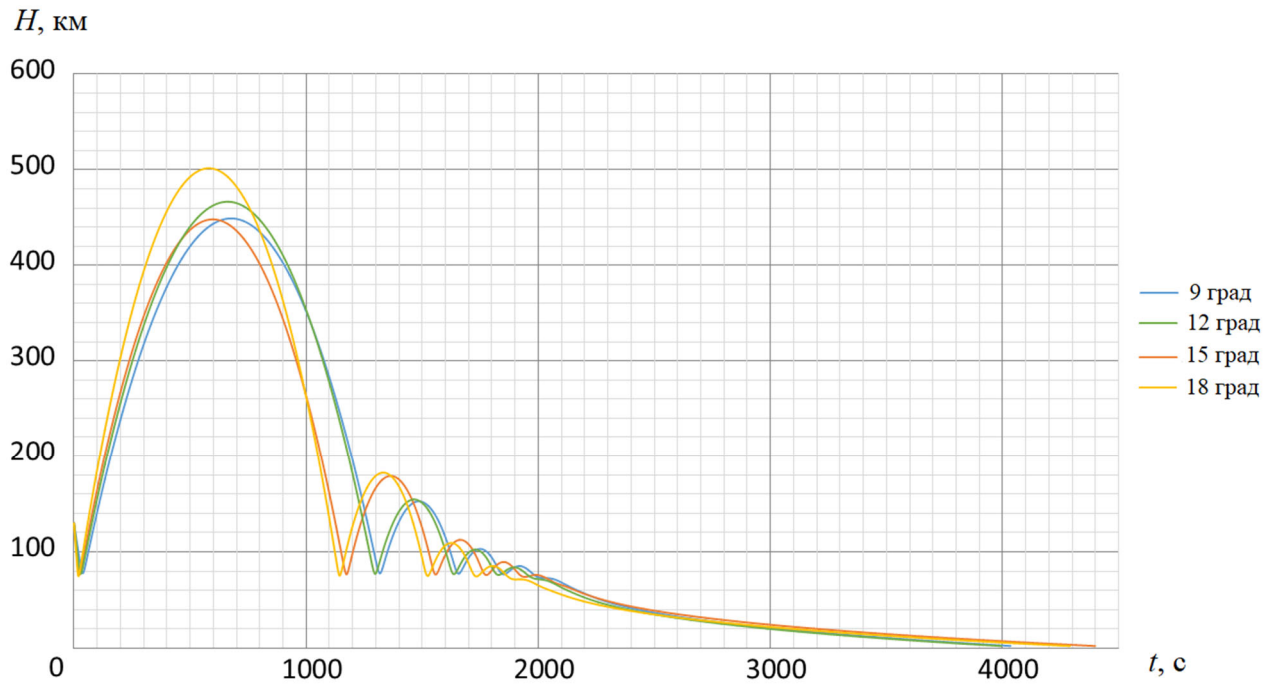


Рисунок 4.3 – Изменение высоты полета ПА класса «несущий корпус» при спуске в атмосфере Венеры для различных углов входа

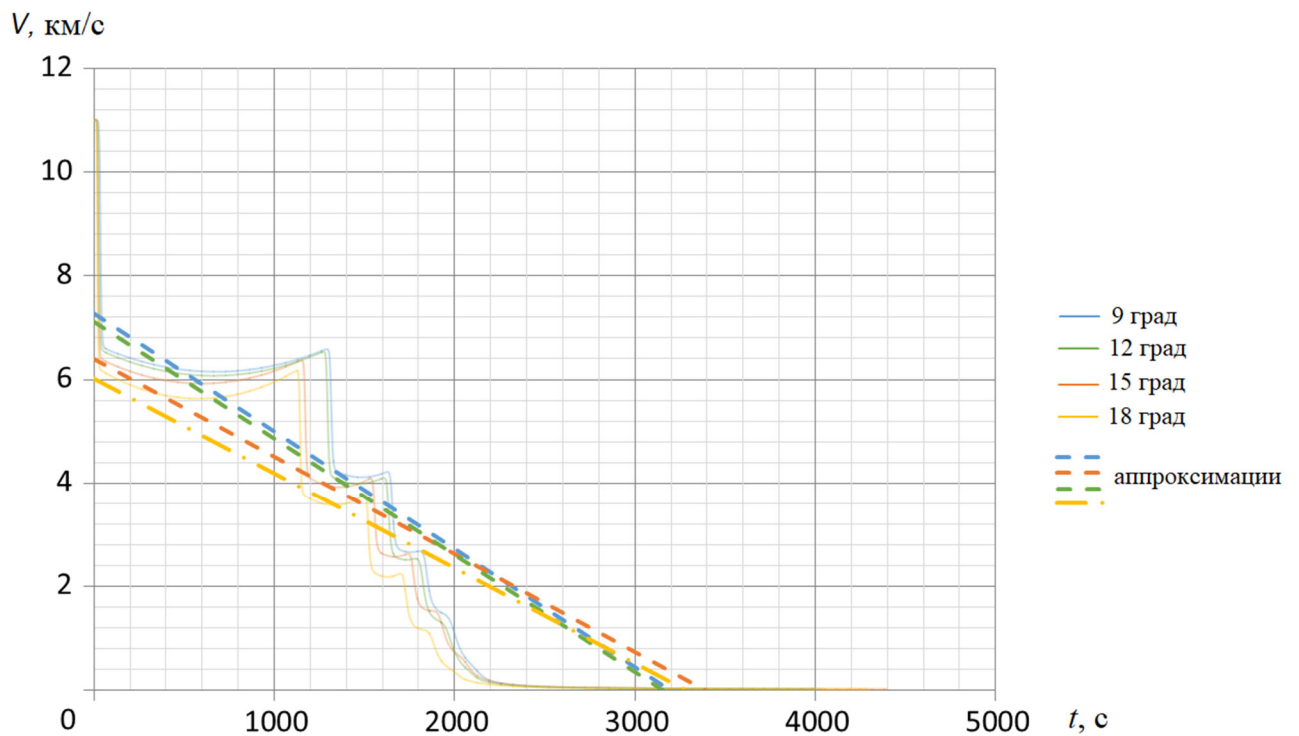


Рисунок 4.4 – Изменение скорости спуска ПА класса «несущий корпус» при спуске в атмосфере Венеры для различных углов входа

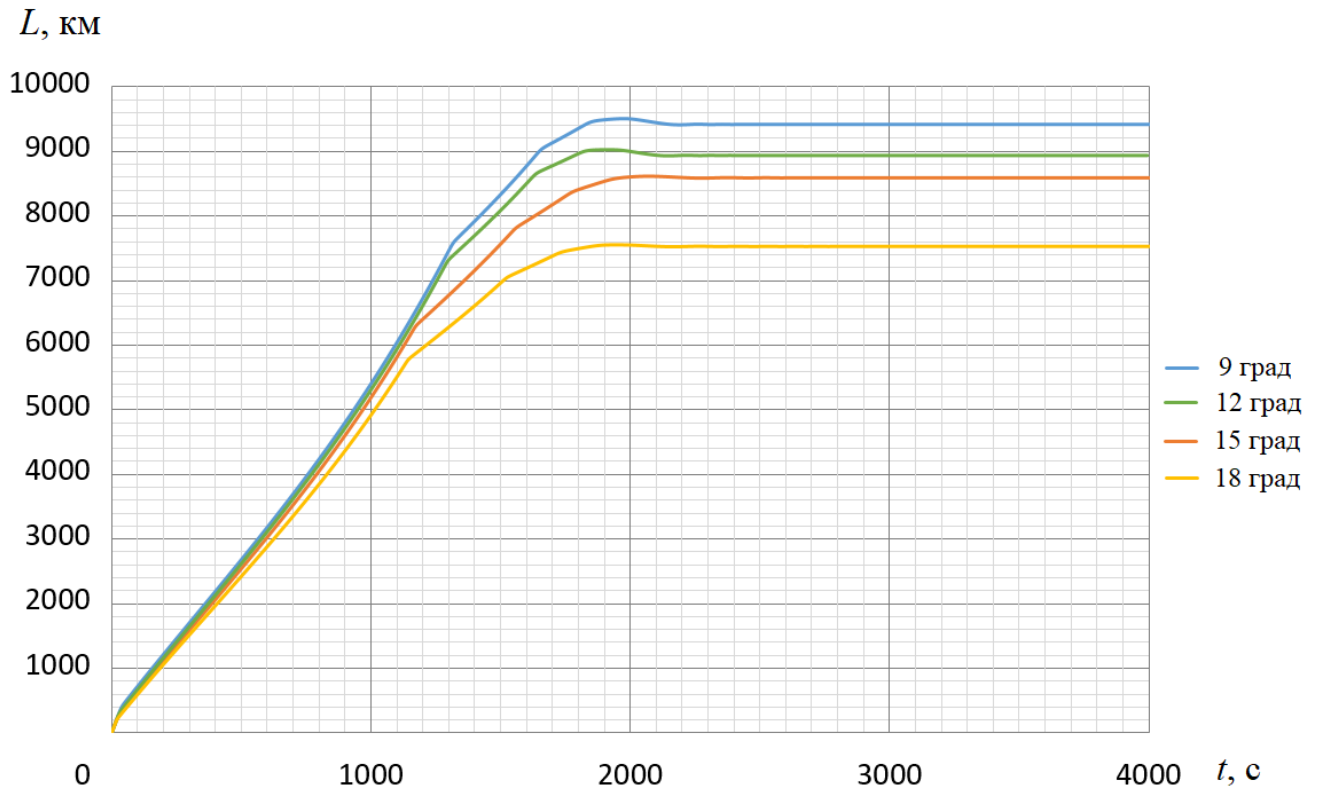


Рисунок 4.5 – Изменение продольной дальности полета ПА класса «несущий корпус» при спуске в атмосфере Венеры для различных углов входа

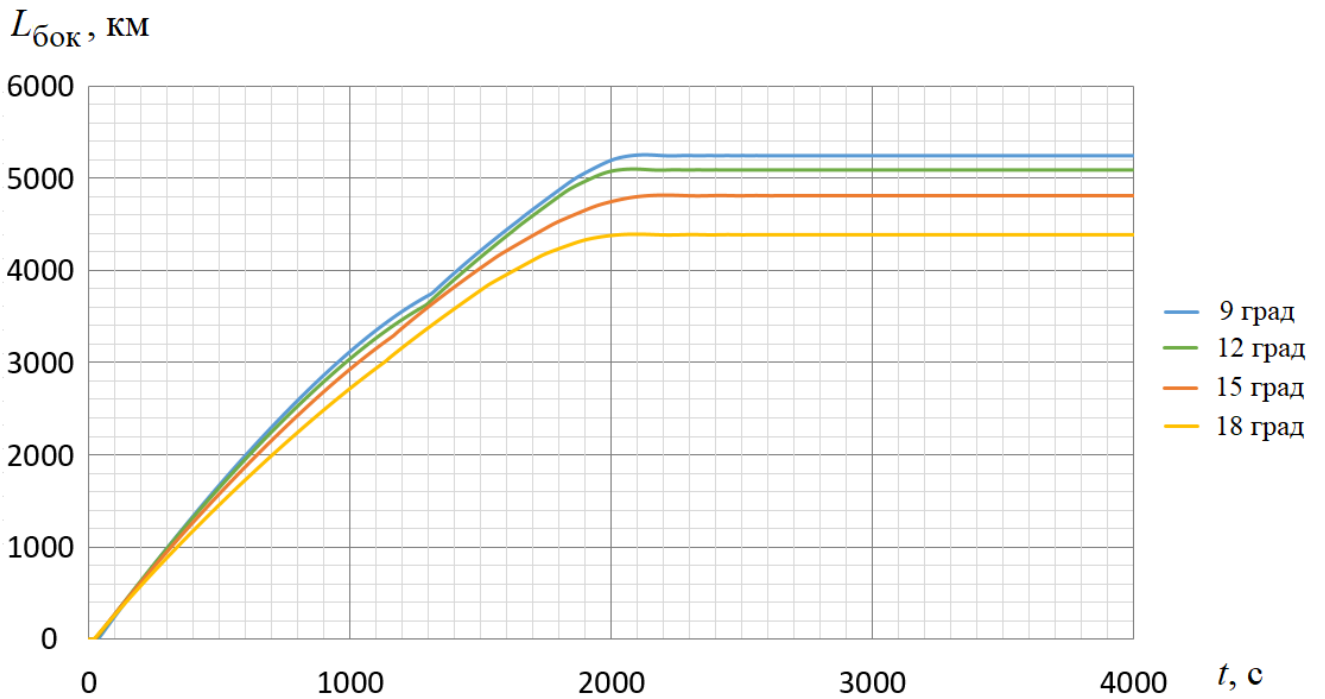


Рисунок 4.6 – Изменение дальности бокового маневра ПА класса «несущий корпус» при спуске в атмосфере Венеры для различных углов входа

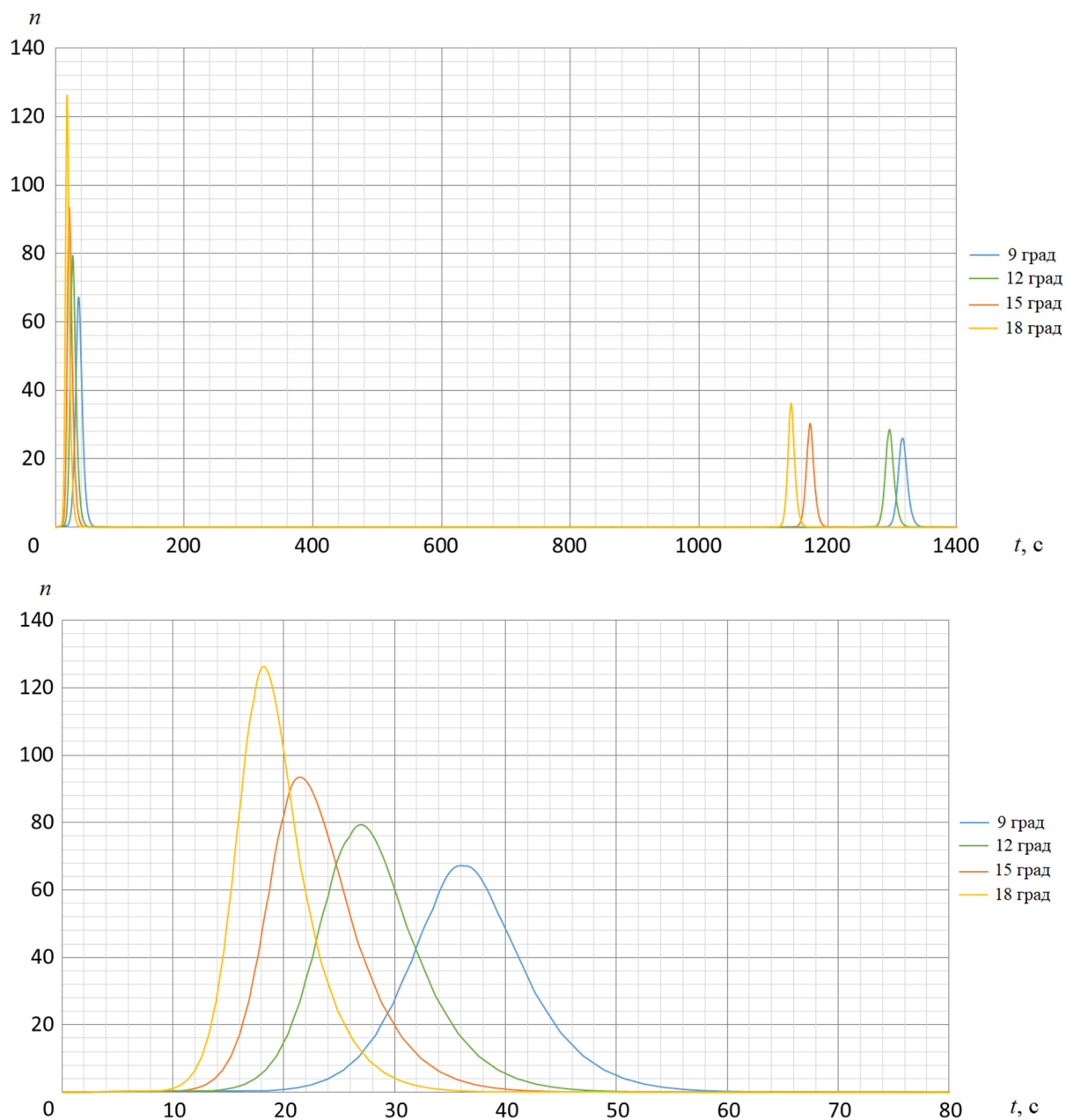


Рисунок 4.7 – Изменение значения суммарной перегрузки, действующей на ПА класса «несущий корпус» в процессе спуска в атмосфере Венеры, для различных углов входа

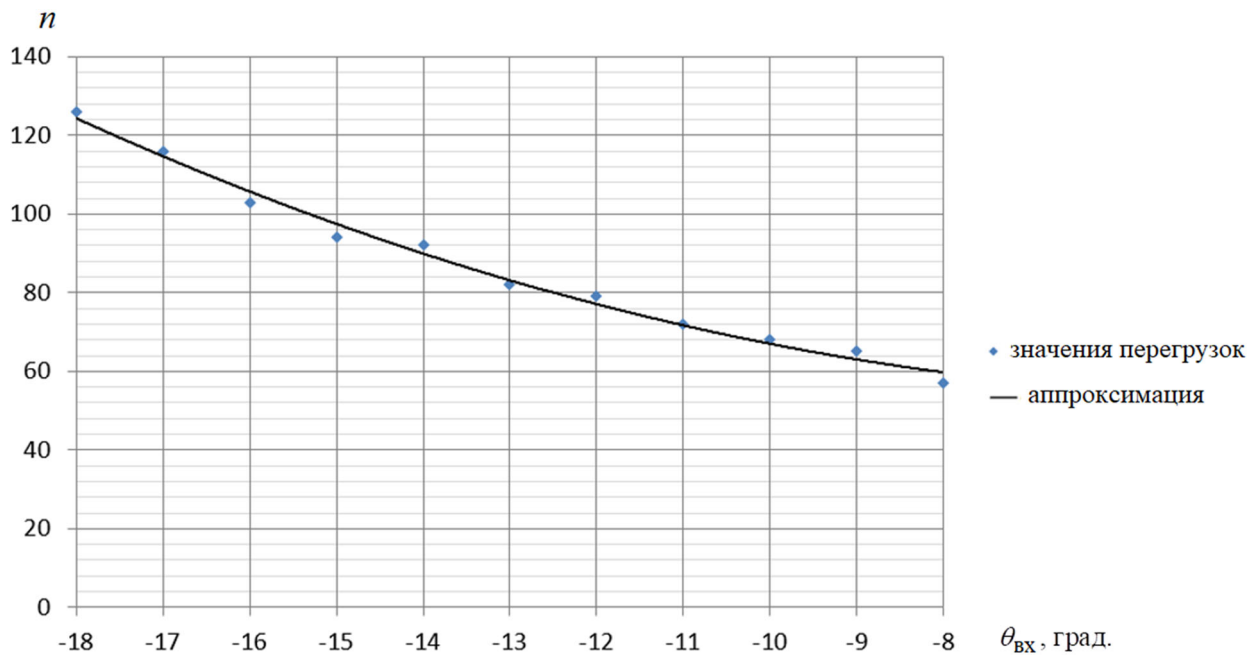


Рисунок 4.8 – Зависимость значения суммарной перегрузки, действующей на ПА класса «несущий корпус» в процессе спуска в атмосфере Венеры, от различных углов входа

Из данных графиков можно заметить, что для всех рассмотренных углов входа θ от -18° до -9° спуск в атмосфере для аппарата класса «несущий корпус» происходит в течение нескольких погружений. При кратковременных погружениях в атмосферу, как показано на рисунке 4.9, ПА гасит свою скорость до круговой, после чего выходит из плотных слоев и движется по эллиптической траектории вне атмосферы. Вновь погружаясь в атмосферу, он совершает спуск при значительно меньших скоростях. Такое аэродинамическое торможение используется для уменьшения скоростей ПА, входящих в атмосферу со скоростями, когда $M > 5-10$. А для ПА класса «несущий корпус» такие траектории с несколькими погружениями в атмосферу планеты являются характерными.

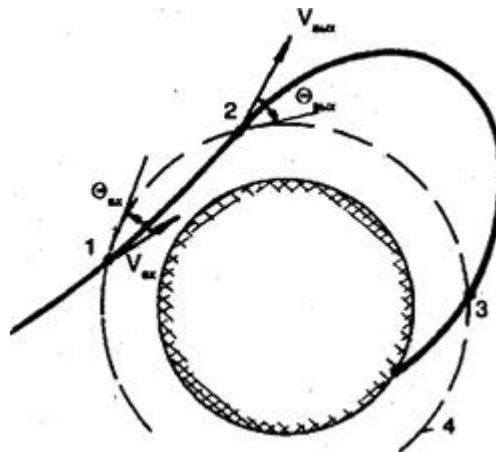


Рисунок 4.9 – Схема торможения ПА путем временного погружения в атмосферу: 0-1 — вход в атмосферу; 1-2 — погружение в атмосферу; 2-3 — эллиптический участок; 3-4 — спуск в атмосферу

Результаты расчета траекторий спуска при различных углах входа для ПА типа «Экзомарс» проиллюстрированы на рисунках 4.10-4.13

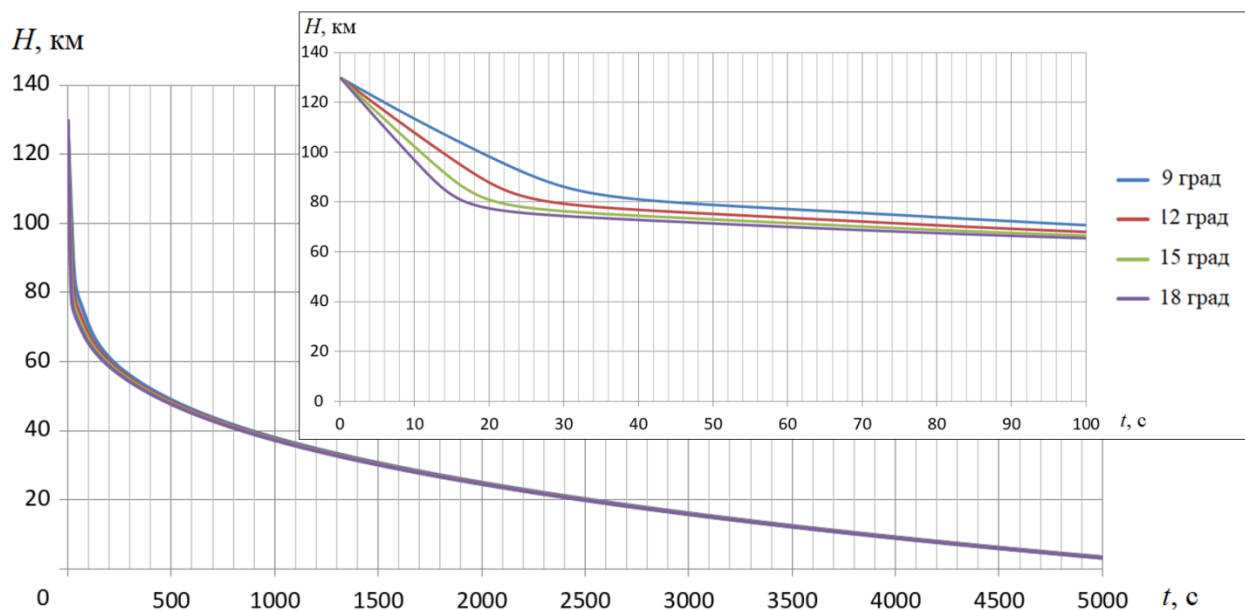


Рисунок 4.10 – Изменение высоты полета баллистического ПА типа «Экзомарс» при спуске в атмосфере Венеры для различных углов входа

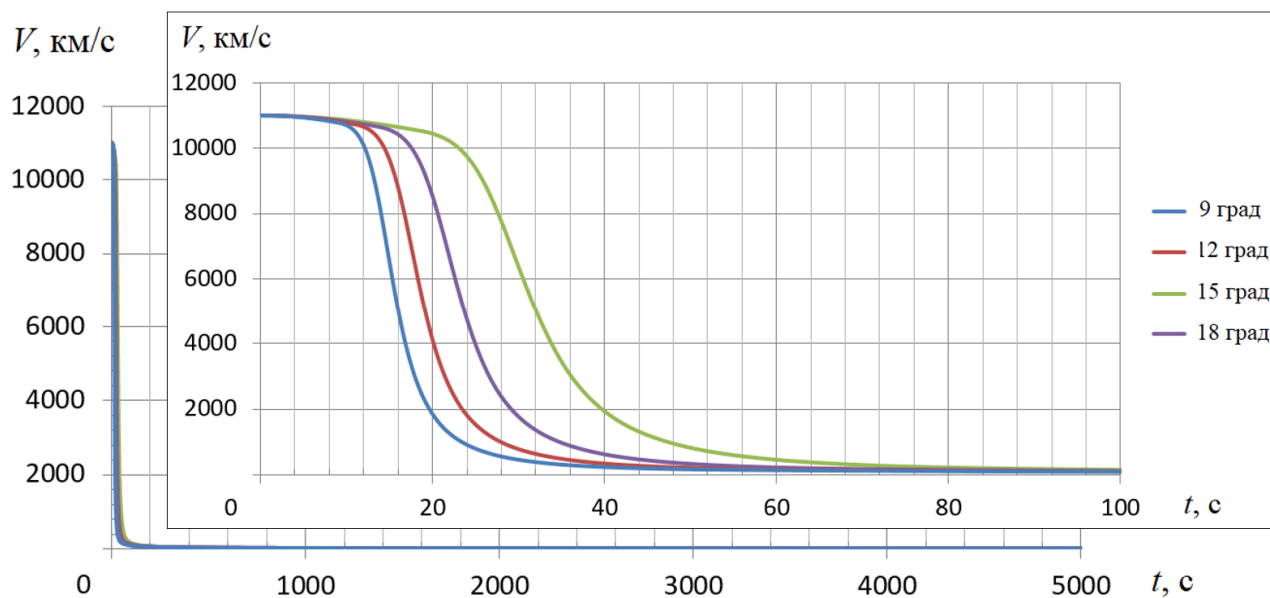


Рисунок 4.11 – Изменение скорости полета баллистического ПА типа «Экзомарс» при спуске в атмосфере Венеры для различных углов входа

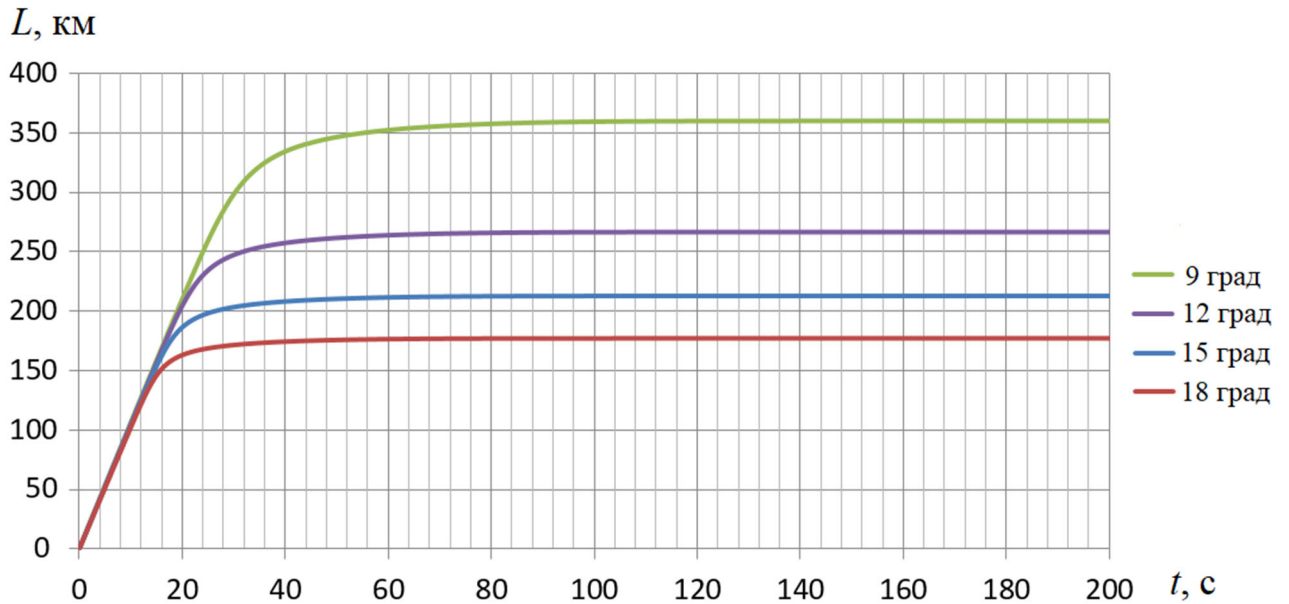
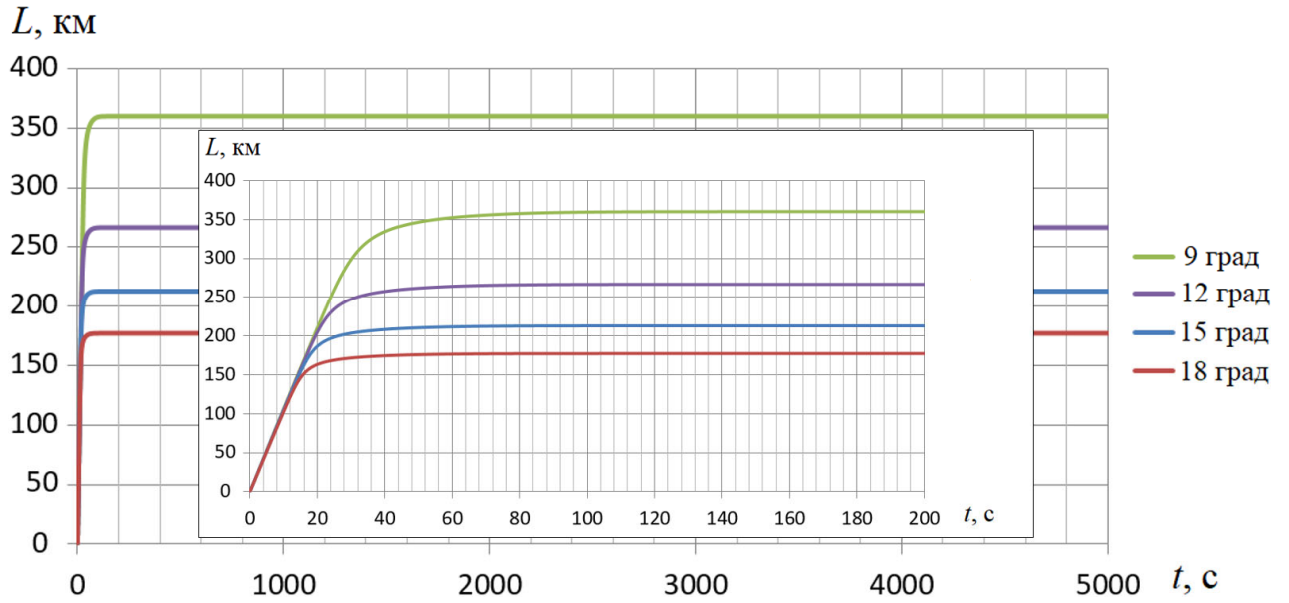


Рисунок 4.12 – Изменение продольной дальности полета баллистического ПА типа «Экзомарс» при спуске в атмосфере Венеры для различных углов входа

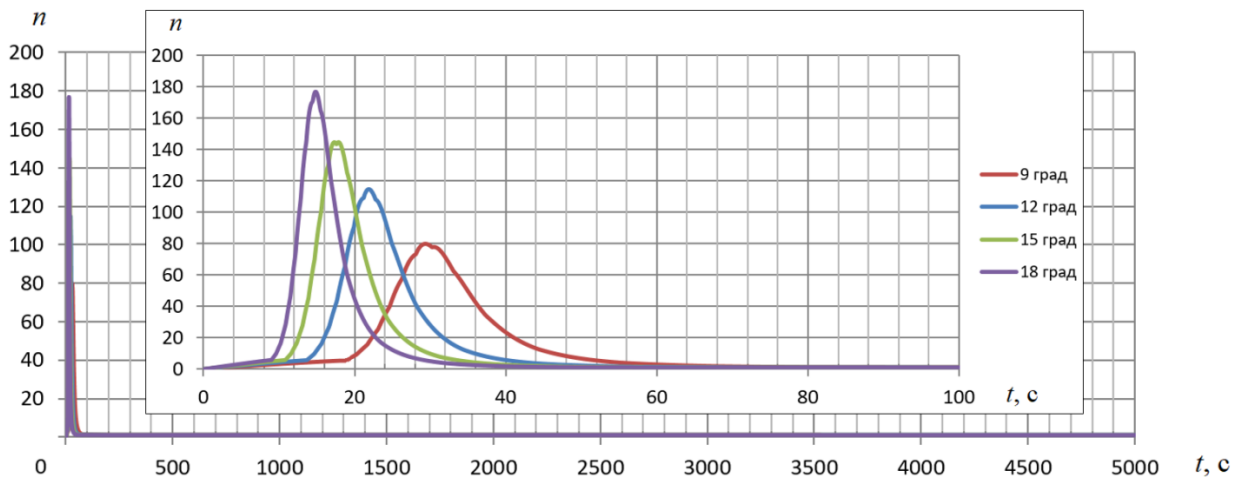


Рисунок 4.13 – Изменение значения перегрузки, действующей на баллистический ПА типа «Экзомарс» в процессе спуска в атмосфере Венеры, для различных углов входа

Результаты расчетов для оценки дальности для баллистического ПА типа «Экзомарс», предполагаемого в рамках миссии «Венера-Д», показывают, что продольная дальность составляет не более 150..350 км для углов входа -20° .. -10° соответственно (см. таблицу 4.3), при этом перегрузка для того же диапазона углов составляет 170..90 единиц соответственно.

Расчеты для аппарата класса «несущий корпус» показывают, что дальность бокового маневра в случае использования простейшей программы управления по углу крена может составить до 5 000 км, а продольная дальность – до 9 000 км. При этом перегрузки для аппарата данного класса ниже по сравнению с аппаратом баллистического типа (см. таблицу 4.3).

Для сравнения данные по результатам расчетов траекторий спуска для аппарата класса «несущий корпус» и баллистического ПА типа «Экзомарс» занесены в таблицу 4.3, при этом принималось ограничение – время спуска составляло не более 5000 с.

Таблица 4.3

Сравнительная таблица некоторых параметров траектории спуска для аппарата баллистического и класса несущий корпус

Угол входа θ , град	Продольная дальность, км		Дальность бокового маневра, км		Перегрузка	
	Маневренный	Баллистический	Маневренный	Баллистический	Маневренный	Баллистический
-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

Дополнительно проведены расчеты по определению траекторного угла захвата посадочного аппарата атмосферой Венеры. Надежный захват ПА атмосферой наблюдается при углах входа круче -5° (для номинальных значений массы и аэродинамических характеристик, указанных выше). При этом современные системы управления позволяют обеспечить угол входа с погрешностью $\pm 1^{\circ}$. Для обеспечения надежности миссии углы менее -7° не рассматривались.

Для проведения дальнейшего анализа за угол входа примем угол -8° как наиболее рациональный с точки зрения обеспечения надежности миссии и гарантированности захвата аппарата атмосферой, а также учитывая действующие перегрузки и дальность осуществляемых маневров.

На рисунках 4.14-4.17 показаны графики сравнения траектории спуска аппарата класса «несущий корпус» и ПА типа «Экзомарс» для угла входа -8° .

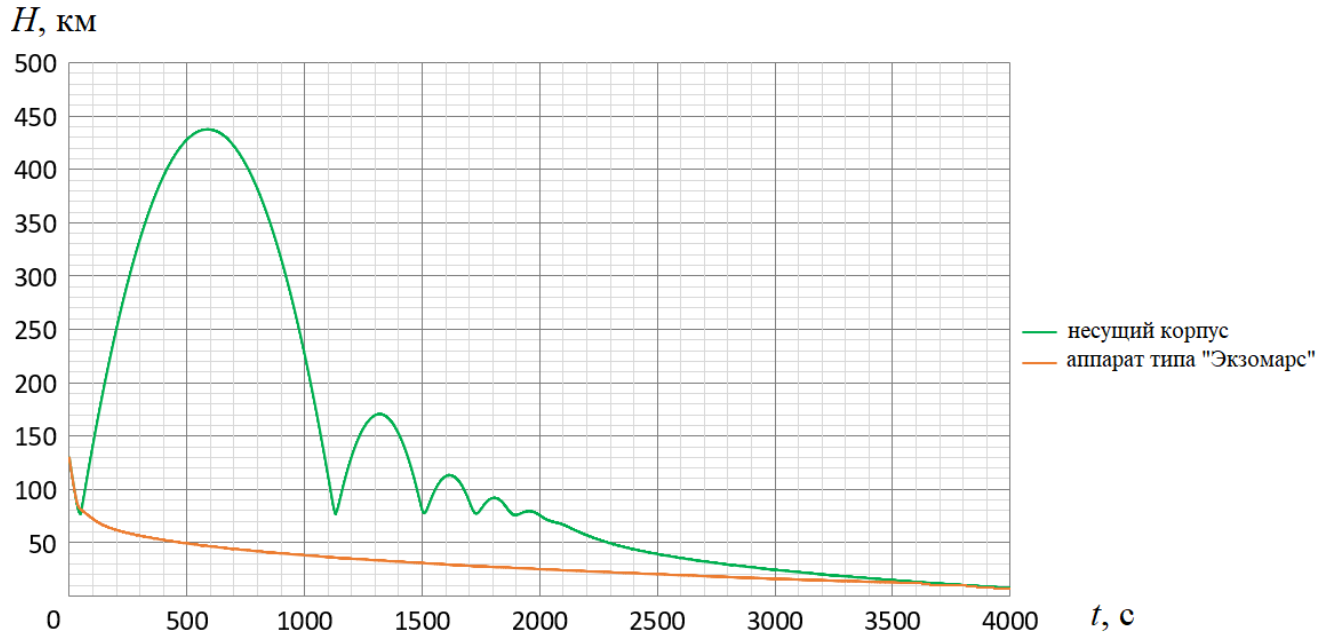


Рисунок 4.14 – Изменение высоты полета ПА класса «несущий корпус» и баллистического ПА типа «Экзомарс» при спуске в атмосфере Венеры для угла входа -8°

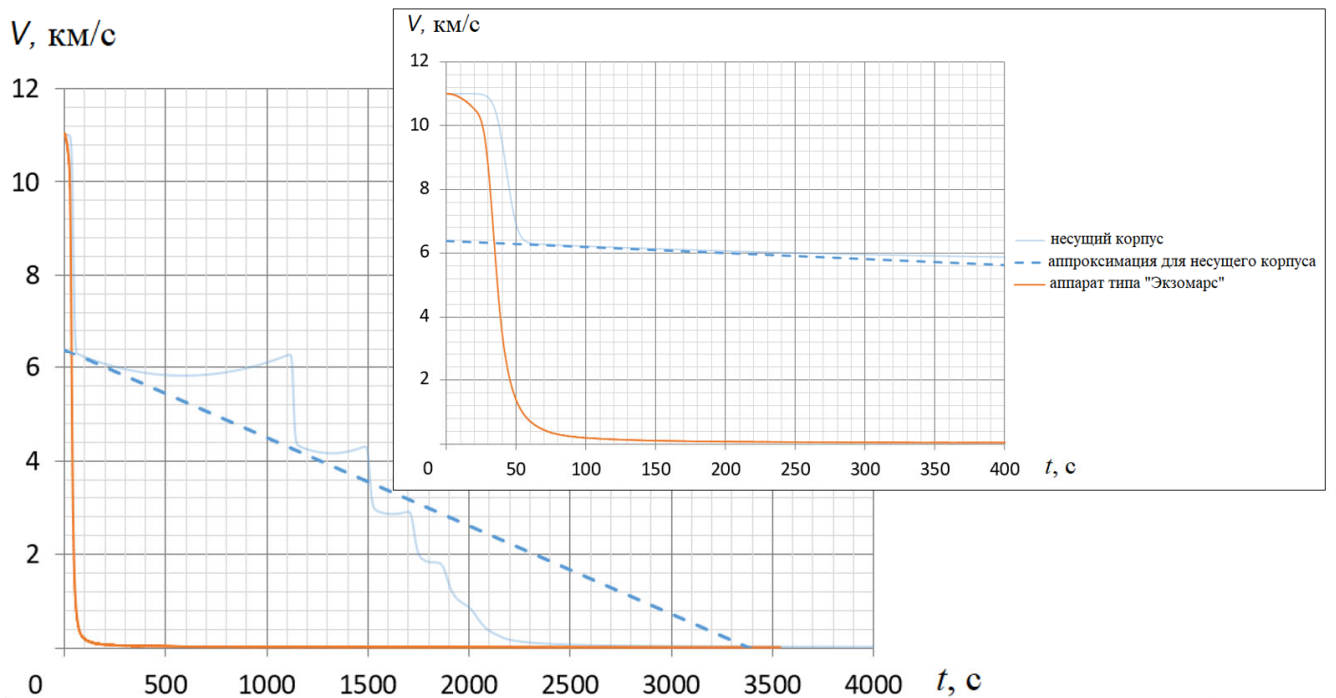


Рисунок 4.15 – Изменение скорости полета ПА класса «несущий корпус» и баллистического ПА типа «Экзомарс» при спуске в атмосфере Венеры для угла входа -8°

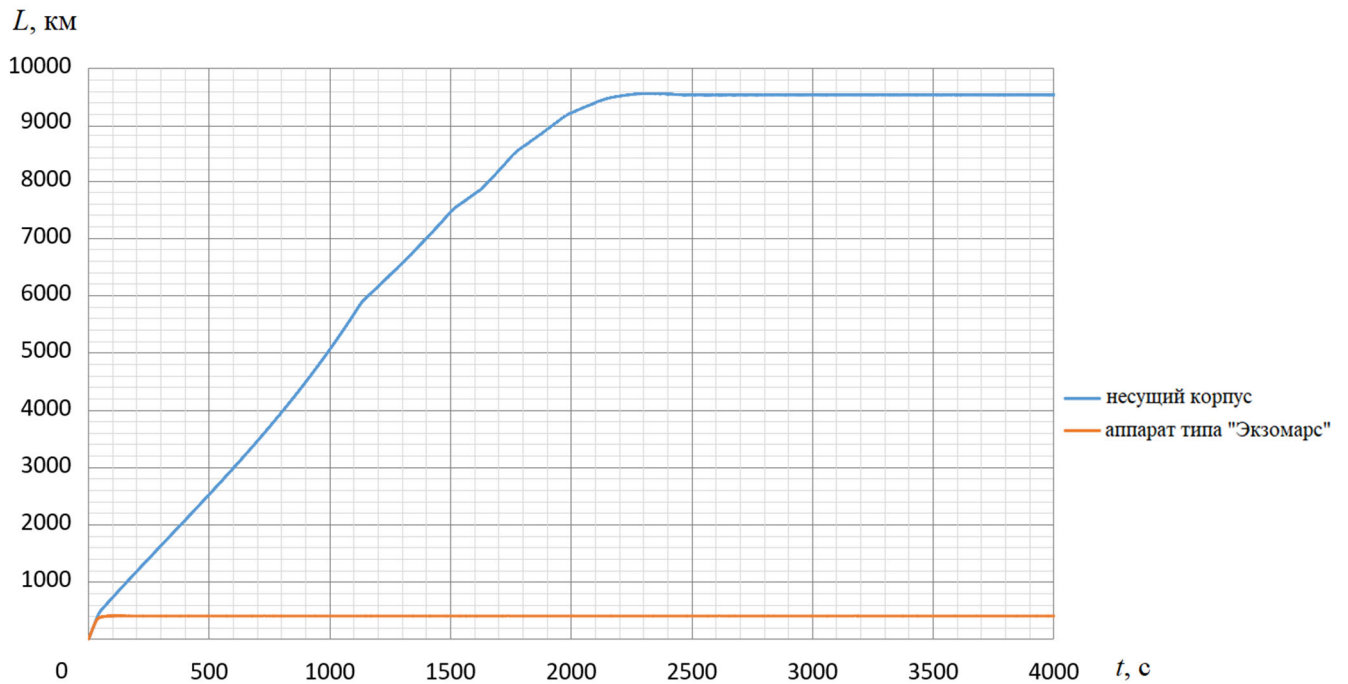


Рисунок 4.16 – Изменение продольной дальности полета ПА класса «несущий корпус» и баллистического ПА типа «Экзомарс» при спуске в атмосфере Венеры для угла входа -8°

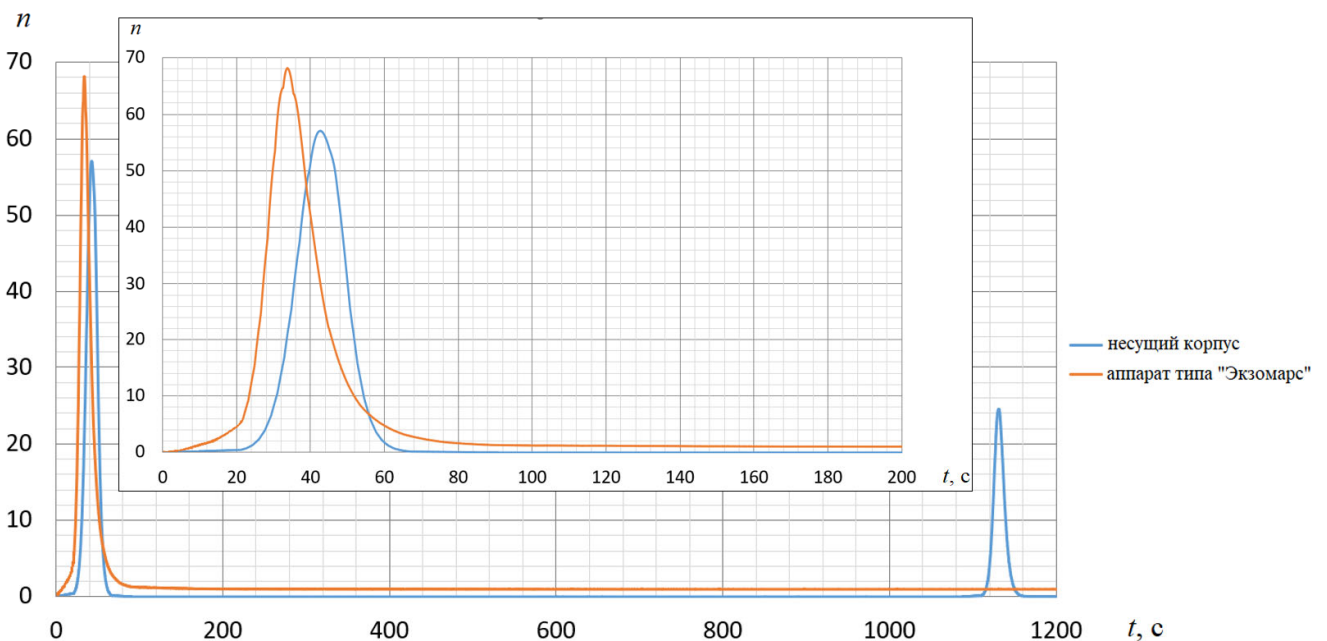


Рисунок 4.17 – Изменение значения перегрузки, действующей на ПА класса «несущий корпус» и баллистический ПА типа «Экзомарс» в процессе спуска в атмосфере Венеры, для угла входа -8°

В результате анализа проведенных расчетов можно сделать следующие выводы по разделу:

1. Дальность полета по траектории слабо зависит от угла входа. На данный параметр довольно существенно влияет аэродинамическое качество ПА, и если для баллистического аппарата смещение в процессе спуска может достигать сотен километров, то для аппаратов класса «несущий корпус» – нескольких тысяч километров. 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.

2. Максимальные перегрузки, действующие на аппарат, существенно зависят от угла входа и значительно ниже для аппарата класса «несущий корпус» по сравнению со значениями для аппарата баллистического типа.

4.2 Схема спуска посадочного аппарата на поверхность Венеры

В данном разделе рассмотрено несколько вариантов схем спуска ПА, отличающихся заключительным этапом спуска посадочного модуля (ПМ).

Последовательность операций при спуске:

- 1) Вход ПА в атмосферу Венеры;
- 2) Прохождение ПА максимальных механических и тепловых нагрузок;
- 3) Совершение ПА нескольких входов в плотные слои атмосферы в соответствии с баллистической схемой полета (см. раздел 4.1.5);
- 4) Маневрирование ПА;
- 5) Спуск ПМ.

Этап спуска ПМ может быть осуществлен несколькими способами:

- 1) с использованием парашютной системы;
- 2) с использованием раскрывающегося тормозного щитка;
- 3) с использованием надувного тормозного устройства;
- 4) без использования дополнительных средств.

4.2.1 Спуск посадочного модуля с использованием парашютной системы

Схема спуска ПМ с использованием парашютной системы имеет два варианта:

- спуск ПМ на парашюте с его отделением на высоте порядка 10 км (см. рисунок 4.18). В этом случае посадочная скорость ПМ будет около 16.8 м/с.
- спуск ПМ на парашюте до самой поверхности (см. рисунок 4.19). В этом случае посадочная скорость ПМ будет около 8 м/с.

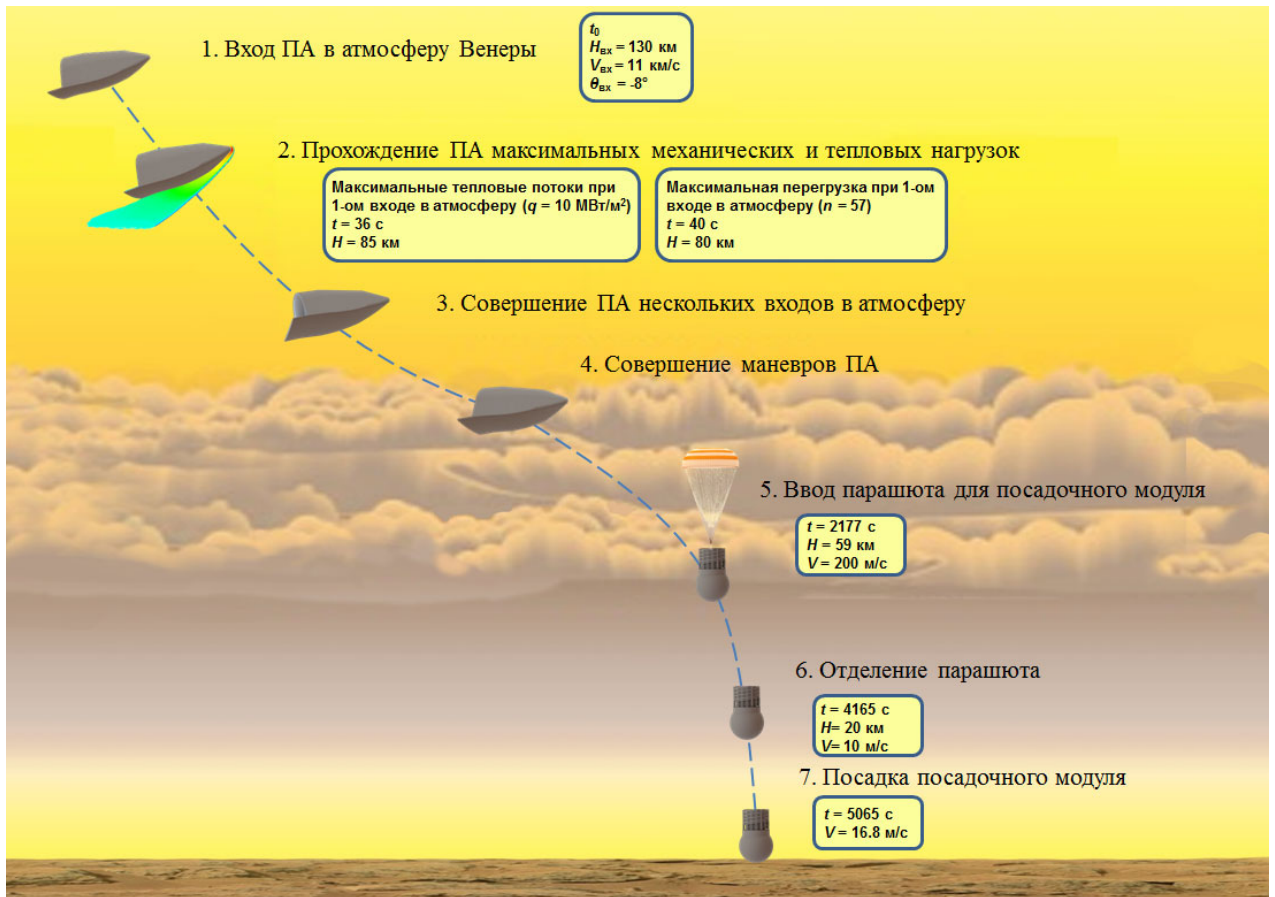


Рисунок 4.18 – Схема спуска ПА класса «несущий корпус» с использованием парашютной системы для спуска ПМ с ее последующим отделением



Рисунок 4.19 – Схема спуска ПА класса «несущий корпус» с использованием парашютной системы для спуска ПМ

Определение параметров парашютной системы

Для проведения проектного расчета парашютной системы необходимо задать следующие параметры:

$G_r = 800 \cdot g_0 = 7096 \text{ Н}$ – вес спускаемого груза (в качестве спускаемого груза принимаем вес посадочного модуля внутри ПА);

$S_m = 0.856 \text{ м}^2$ – площадь миделя спускаемого груза;

$C_{xa} = 0.89$ – коэффициент лобового сопротивления спускаемого груза;

$V_r = 200 \text{ м/с}$ – скорость ПА перед введением парашюта;

$V_{пр} = 8 \text{ м/с}$ – вертикальная скорость груза в момент отстрела парашюта;

$n_d = 20$ – допустимая перегрузка при торможении системы в процессе раскрытия купола парашюта;

Расчет будем проводить согласно методике [13], [29]:

1) По зависимости $\frac{G_{п}}{G_r} = f(V_{пр})$ по заданному значению $V_{пр} = 8 \text{ м/с}$ определяем

примерный вес парашюта (зависимость приведена на рисунке Г.1 приложения Г):

$G_{п} = 0.07 \cdot G_r$ – вес парашюта; $G_k = 0.04 \cdot G_r$ – вес купола парашюта.

2) Примем

$C_{п} = 0.65$ – коэффициент лобового сопротивления парашюта с куполом круглой формы (аналогично парашютам, используемым на посадочных аппаратах типа «Вега»);

$k=0.006$ – коэффициент, определяемый экспериментально, зависит от конструкции купола, типа ткани и ее воздухопроницаемости (принимается по аналогии с аппаратами типа «Вега» для стеклонитрила).

3) Определим размеры купола парашюта, обеспечивающего заданную скорость снижения. В этом случае сила сопротивления системы будет равна ее весу:

$$Q_{п} + Q_r = G_{п} + G_r \quad (4.9)$$

При этом

$$Q_{п} = \frac{\rho V_{сн}^2}{2} \cdot C_{п} \cdot F_{п}, \quad Q_r = \frac{\rho V_{сн}^2}{2} \cdot C_{хаг} \cdot S_{mг}$$

Тогда выражение (4.9) примет вид:

$$G_{п} + G_r = \frac{\rho V_{сн}^2}{2} \cdot (C_{п} \cdot F_{п} + C_{хаг} \cdot S_{mг})$$

Откуда площадь купола парашюта может быть найдена следующим образом:

$$F_{\Pi} = \frac{2(G_{\Pi} + G_{\Gamma})}{\rho C_{\Pi} V_{\text{сн}}^2} - \frac{C_{\text{ха}\Gamma}}{C_{\Pi}} S_{m\Gamma}$$

- 4) Определяем максимальную нагрузку, действующую на купол парашюта при его раскрытии:

$$R_{n\text{max}} = (n_{\text{д}} + 1) \frac{2C_{\Pi} F_{\Pi} (G_{\Pi} + G_{\Gamma})}{2C_{\Pi} F_{\Pi} + C_{\text{ха}\Gamma} S_{m\Gamma}}$$

- 5) Находим допустимую скорость ПА в момент начала наполнения купола парашюта

$$V_{0\text{д}} = \sqrt{\frac{R_{n\text{max}} (kV_{\text{пр}}^2 / \Delta h + 2\sqrt{F_{\Pi}})}{\rho_0 k V_{\text{пр}}^2 C_{\Pi} F_{\Pi}} - \frac{\sqrt{F_{\Pi}}}{k}},$$

где

$\Delta h = \frac{\rho_h}{\rho_0}$ – отношение плотности атмосферы на высоте h к плотности у поверхности.

На основе приведенной выше методики получим следующие данные:

- спуск ПМ на парашюте с его отделением на высоте порядка 20 км:

$F_{\Pi} = 10.3 \text{ м}^2$ – площадь купола парашюта;

$R_{n\text{max}} = 151 \text{ кН}$ – максимальная нагрузка, действующая на купол парашюта при его раскрытии;

$V_{0\text{д}} = 229 \text{ м/с}$ – допустимая скорость ПА в момент начала наполнения купола парашюта.

Так как значение рассчитанной скорости $V_{0\text{д}} = 229 \text{ м/с}$ больше, чем $V_{\Gamma} = 200 \text{ м/с}$, то применять тормозной парашют не требуется.

$V_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{2(G_{\Gamma} + G_{\Pi})}{\rho_0 (C_{\text{ха}\Gamma} S_{m\Gamma} + C_{\Pi} F_{\Pi})}} = 10 \text{ м/с}$ – скорость при отстреле парашюта.

$V = 16.8 \text{ м/с}$ – скорость при приземлении.

- спуск ПМ на парашюте до самой поверхности:

$F_{\Pi} = 4.4 \text{ м}^2$ – площадь купола парашюта;

$R_{n\text{max}} = 140 \text{ кН}$ – максимальная нагрузка, действующая на купол парашюта при его раскрытии;

$V_{0\text{д}} = 311 \text{ м/с}$ – допустимая скорость ПА в момент начала наполнения купола парашюта.

Так как значение рассчитанной скорости $V_{0д} = 311 \text{ м/с}$ больше, чем $V_r = 200 \text{ м/с}$, то применять тормозной парашют не требуется.

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{2(G_r + G_n)}{\rho_0(C_{xаг}S_{mг} + C_n F_n)}} = 8 \text{ м/с} - \text{ скорость у поверхности планеты.}$$

Вывод по схеме спуска ПМ с использованием парашютной системы:

По результатам предварительных расчётов парашютная система может быть реализована по однокаскадной схеме, без применения тормозного парашюта.

Однако использование парашютной системы из стеклонитрила, применяемого на аппаратах типа «Вега», в данном варианте миссии может быть затруднено из-за:

- 1) большой продолжительности спуска на парашюте: около 2000-3000 с в зависимости от выбранной высоты ввода парашюта;
- 2) высокой температуры атмосферы у поверхности: 140°C на высоте 40 км, $\sim 300^\circ\text{C}$ на высоте 20 км и $\sim 500^\circ\text{C}$ у поверхности.

Необходимо использовать парашюты из металлической сетки, что потребует проведения испытаний новых материалов и новых технологий для таких парашютов.

Использование схемы с отделением парашютной системы на высотах до 50 км приводит к посадочной скорости ПМ около 16.8 м/с, что исключает необходимость применения парашюта (см. п.4.2.4).

4.2.2 Спуск посадочного модуля с использованием раскрывающегося тормозного щитка

Схема спуска ПМ с использованием раскрывающегося тормозного щитка представлена на рисунке 4.20.

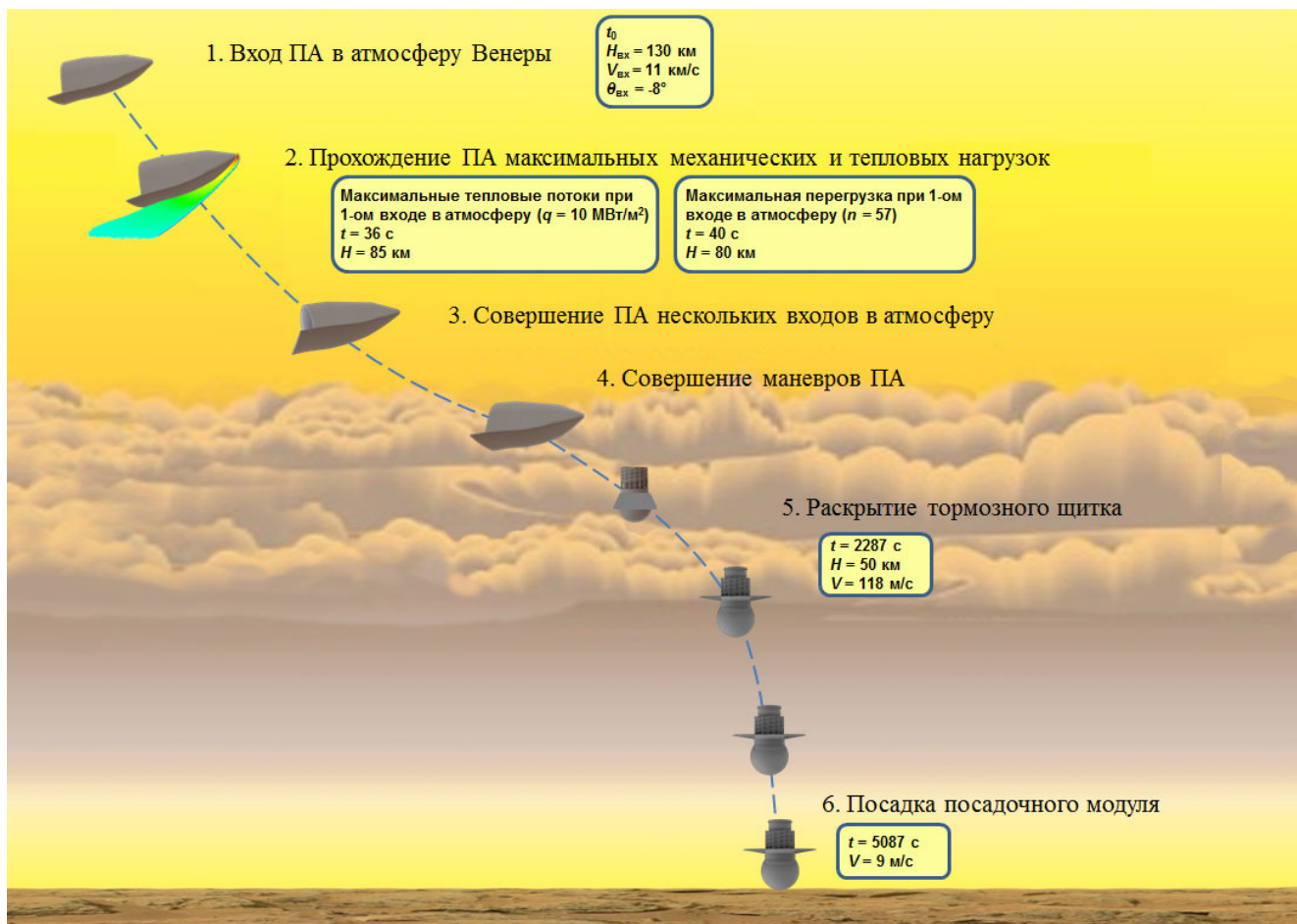


Рисунок 4.20 – Схема спуска ПА класса «несущий корпус» с использованием тормозного щитка для спуска ПМ

Тормозной щиток представляет собой металлическую конструкцию с шарнирным механизмом у основания и стопорным механизмом.

Применение тормозного щитка позволяет увеличить площадь миделя посадочного модуля с $S_m = 0.88$ м² до $S_m = 3$ м² и тем самым затормозить его до скорости ~ 9 м/с у поверхности. К недостаткам схемы можно отнести необходимость размещения и компоновки раскрывающегося тормозного щитка ПМ, что приводит к усложнению конструкции.

4.2.3 Спуск посадочного модуля с использованием надувного тормозного устройства

Схема спуска ПМ с использованием надувного тормозного устройства представлена на рисунке 4.20.

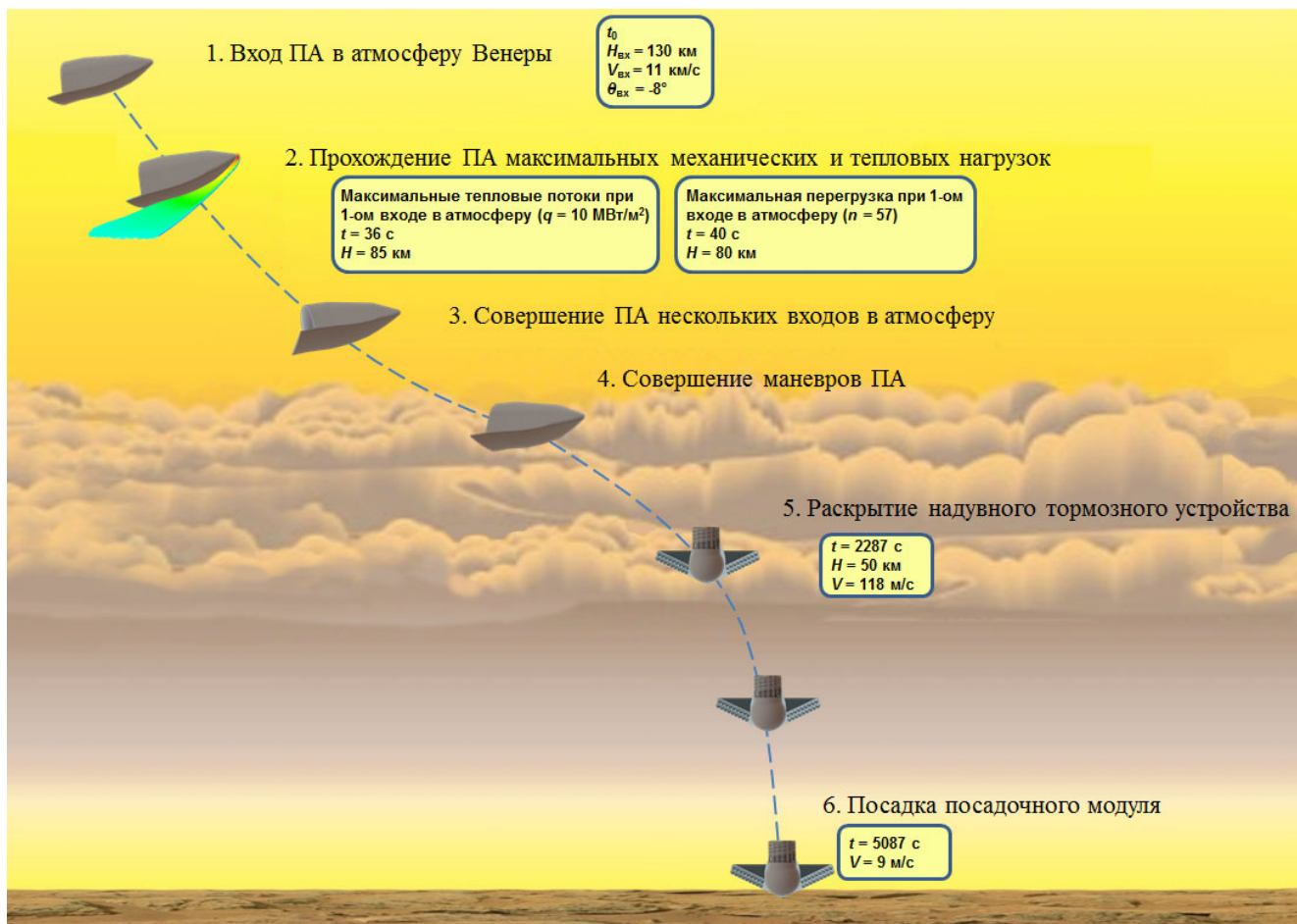


Рисунок 4.21 – Схема спуска ПА класса «несущий корпус» с использованием надувного тормозного устройства для спуска ПМ

Данный способ также позволяет увеличить площадь миделя посадочного модуля с $S_m=0.88 \text{ м}^2$ до $S_m=3 \text{ м}^2$ и тем самым затормозить его до скорости $\sim 9 \text{ м/с}$ у поверхности. Надувные тормозные устройства – разработка АО «НПО Лавочкина» [58], проходили летно-конструкторские испытания в составе СА «Демонстратор». Однако данная конструкция потребует доработки под условия Венеры в части используемых материалов. Кроме того, она требует установки системы наддува, определенного каркаса для надувного устройства и других дополнительных систем, что приведет к увеличению массы ПМ. Также стоит учитывать, что это новая разработка, для которой необходимо будет проводить весь комплекс испытаний.

4.2.4 Спуск посадочного модуля без использования дополнительных средств

Схема спуска ПМ без использования дополнительных средств представлена на рисунке 4.22.

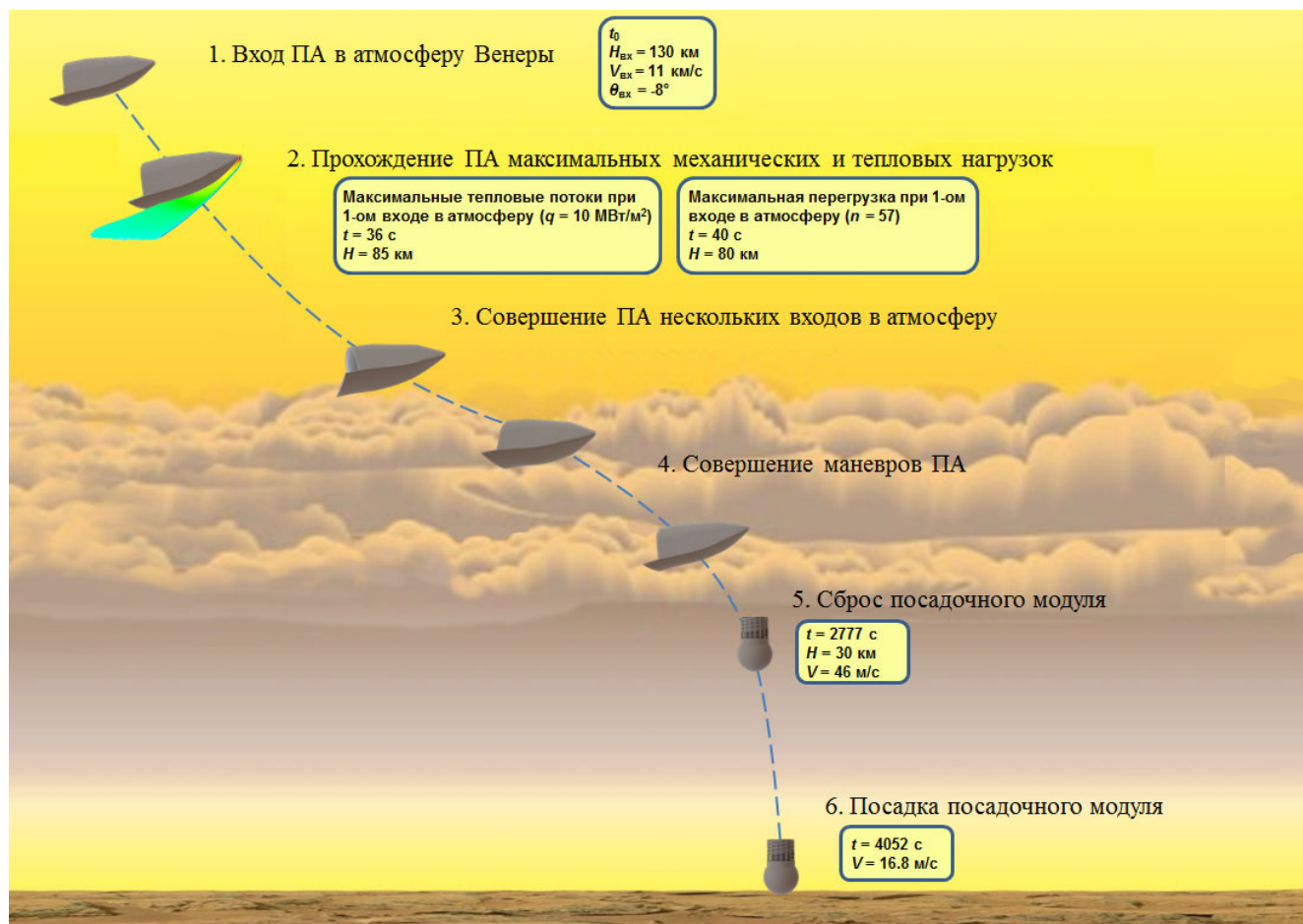


Рисунок 4.22 – Схема спуска ПА класса «несущий корпус» без использования дополнительных тормозных средств спуска ПМ

При использовании данной схемы спуска посадочная скорость ПМ будет ~ 16.8 м/с. Сброс ПМ при этом осуществляется с высоты 30 км.

При данном способе посадки увеличится энергия, которую необходимо будет погасить аппарату при приземлении, по сравнению с другими способами.

Например, на данный момент в рамках миссии «Венера-Д» посадочная скорость составляет ~ 10.4 м/с. В случае схемы посадки без использования дополнительных средств вертикальная посадочная скорость составляет 16.8 м/с.

Полная энергия, которую необходимо погасить ПМ при ударе, пропорциональна квадрату посадочной скорости, т.е. она окажется в 2.6 раз больше, чем для миссии «Венера-Д».

Оценим, какая перегрузка действует на ПМ при его посадке на поверхность Венеры с указанной посадочной скоростью.

Поскольку конструкция ПМ не должна разрушаться при посадке, то при определении сил, действующих на ПМ в процессе посадки, будем исходить из предположения о том, что ПМ является абсолютно твердым телом. Это допущение можно объяснить тем, что кинетическая энергия аппарата при встрече с преградой в основном перейдет в тепловую энергию удара и в потенциальную энергию деформации грунта. [1] При этом потенциальная энергия упругой деформации конструкции аппарата будет незначительной, и ею можно пренебречь, т.е. допустимо считать, что ПМ является жестким недеформируемым телом. В этом случае перегрузка в центре масс аппарата получится несколько завышенной.

На рисунке 4.23 показаны силы, действующие на ПМ при его посадке на поверхность планеты.

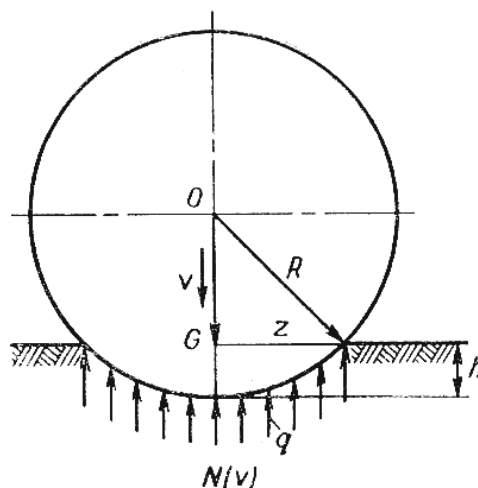


Рисунок 4.23 – Силы, действующие на ПМ при посадке на грунт

Примем следующие допущения:

- 1) перед встречей с поверхностью ПМ был полностью стабилизирован;
- 2) движение ПМ в грунте происходит в одной вертикальной плоскости;
- 3) посадочная скорость ПМ существенно меньше скорости распространения упругих волн в грунте.

Уравнение равновесия сил в направлении вертикальной оси ПМ будет иметь следующий вид:

$$m \frac{dV}{dt} + N(V) - G = 0$$

где m , G – масса и сила тяжести ПМ; V – скорость движения ПМ в грунте; $N(V)$ – равнодействующая сила реакции грунта.

Величина силы реакции равна $N(V) = \pi r^2 q$.

Из рисунка 4.23 видно, что $r^2 = R^2 - (R-h)^2 = 2Rh \left(1 - \frac{h}{2R}\right)$,

где h – глубина лунки.

Если глубина лунки небольшая, то $\frac{h}{2R} \ll 1$.

Тогда $N(V) = \pi Rqh$.

Принимаем для скорости следующее выражение [1]:

$$V = V_0 \cos^2 \frac{\pi t}{t_0},$$

где t_0 – время движения аппарата в грунте вплоть до остановки.

$$t_0 = \frac{0.713G}{Rq_0 V_0} \left(1 + \sqrt{1 + \frac{4Rq_0 V_0^2}{1.43Gg}}\right)$$

Ускорение движения будет изменяться по закону:

$$a = \frac{dV}{dt} = -\frac{\pi V_0}{2t_0} \sin \frac{\pi t}{t_0}$$

Наибольшее значение перегрузки в центре масса аппарата будет при $\sin \frac{\pi t}{t_0} = 1$ [1]:

$$n_{\max} = \frac{a_{\max}}{g} = \frac{\left(\frac{dV}{dt}\right)_{\max}}{g} = \frac{\pi Rq_0 V_0^2}{1.43 \left(1 + \sqrt{1 + \frac{4Rq_0 V_0^2}{1.43Gg}}\right) g}$$

Если предположить, что

$$\frac{4Rq_0 V_0^2}{1.43Gg} \gg 1,$$

то приближенно

$$n_{\max} = -1.32 \frac{V_0}{g} \sqrt{\frac{Rq_0}{m}}$$

Для того, чтобы определить максимальную перегрузку, необходима информация о типе местности, где планируется посадка.

Поскольку в рамках миссии «Венера-Д» район посадки пока не определен, а его оптимальный выбор является отдельной задачей, которую на данный момент решают ученые, необходимо либо воспользоваться имеющимися данными с посадок аппаратов «Венера» и

«Вега», либо исходить из предположения посадки в наиболее сложную зону – район тессер. Данные о рельефе поверхности Венеры в местах посадки советских космических аппаратов «Венера-8, -10,-13,-14» и «Вега-1,-2» [69], [85], [99] показывают процентное содержание разных типов местности в районе каждой посадки. При этом в районах посадки космических аппаратов «Венера-9, -10, -13» была вероятность сложного рельефа типа тессера, составлявшая 15, 15 и 0,3 % соответственно [10].

Поэтому предположим, что посадка будет осуществлена в наиболее сложный и опасный район (например, в окрестности тессер) и в качестве параметров грунта принимаем:

$E = 650 \cdot 10^5$ Па – модуль упругости грунта (гравий);

$\mu = 0.29$ – коэффициент Пуассона грунта;

$q_0 \approx 0.07 \cdot \sqrt[5]{\frac{mE^4V_0^2}{(1-\mu^2)^4 R^3}}$ – наибольшее удельное давление со стороны грунта.

Тогда получим

$n_{\max} = 110$ при посадочной скорости 16.8 м/с.

$n_{\max} = 70$ при посадочной скорости 10.4 м/с как сейчас предполагается в рамках миссии «Венера-Д».

Полученные данные свидетельствуют о том, что в конструкции ПМ необходимо будет предусмотреть деформируемый слой материала для демпфирования ударных нагрузок при приземлении, например, обложить сферическую поверхность пенопластом или подумать о применении сотовой конструкции.

Для возвращаемых баллистических капсул «Радуга» перегрузки при приземлении тоже составляли ~100 единиц [28]. Аппараты, приземлявшиеся на поверхность Марса, также имели довольно большие посадочные скорости. Например, Mars Pathfinder достиг поверхности Марса на скорости 25 м/с [88]. Последующие аппараты уже имели меньшую скорость приземления, хотя и рассчитывались на перегрузки при ударе около 100-180.

Скорость приземления возвращаемого аппарата миссии «Фобос-Грунт» предполагалась 30 м/с [60].

Выводы по разделу:

Таким образом, на основе анализа приведенных выше схем спуска наиболее целесообразной представляется схема без использования дополнительных тормозных средств, поскольку не требует дополнительных устройств и новых разработок, а полученную посадочную скорость при этом можно считать допустимой.

4.3 Анализ достижимых районов посадки на поверхности Венеры

В данном разделе показано исследование возможных мест посадки с учётом предполагаемых дат и окон старта в рамках проекта «Венера-Д», при этом рассматриваются следующие типы посадочных аппаратов: традиционно используемый аппарат баллистического типа и аппарат класса «несущий корпус», способный осуществлять манёвры в процессе спуска в атмосфере. Показана возможность увеличения зон посадки при использовании посадочного аппарата класса «несущий корпус».

Вопрос выбора района посадки на данный момент остается открытым и зависит от определения приоритетов научных изысканий со стороны ученых. Поскольку долготу точки посадки практически невозможно варьировать временем прилёта, задача расширения области достижимых мест посадки с использованием аппарата класса «несущий корпус» за счет совершения им бокового маневра является актуальной, при этом сохраняются даты запуска и масса полезной нагрузки, принятые в проекте миссии «Венера-Д».

4.3.1 Схема миссии

В рамках проекта «Венера-Д» рассматривается старт космического аппарата с Земли в диапазоне 2028–2031 гг. Согласно траектории миссии [65] посадочный аппарат отделяется от орбитального за несколько суток до прохождения перицентра гиперболической траектории.

Схема миссии «Венера-Д», в рамках которой предлагается ПА класса «несущий корпус», включает в себя следующие этапы:

- старт с Земли, выведение составного КА на отлетную траекторию с помощью разгонного блока;
- перелет Земля – Венера с проведением трёх коррекций траектории;
- наведение ПА на точку входа в атмосферу Венеры, его отделение от орбитального модуля (ОМ), полёт и посадка на поверхность Венеры;
- торможение ОМ, выход на эллиптическую орбиту, получение данных с научных модулей;
- функционирование ОМ на орбите Венеры в течение 8 лет.

Выведение КА, включающего ОМ и ПА, на траекторию перелёта к Венере выполняется с помощью РН и РБ тяжёлого класса. В качестве средств выведения предполагается использовать РН «Ангара-А5» с РБ ДМ-03. Старт планируется осуществлять с космодрома Восточный в 2028–2031 гг. (см. таблицу 4.4). Выведение КА, включающего ОМ и ПА, на РН «Ангара-А5» с

РБ «Бриз-М» из Плесеца не рассматривалось, поскольку выводимая масса на траекторию перелёта к Венере в этом случае будет значительно меньше.

Таблица 4.4

Масса полезной нагрузки (ПН), выводимой на траекторию перелета к Венере, при использовании средств выведения РН «Ангара-А5» + РБ «ДМ-03»

	Дата старта экспедиции	Обозначение экспедиции	Масса ПН на отлетной траектории, кг
2028	27.12.2027	28-1	4450
	05.01.2028	28-2	4600
	15.01.2028	28-3	4800
2029	03.11.2029	29-1	5140
	10.11.2029	29-2	4985
	19.11.2029	29-3	4615
2031	12.06.2031	31-1	5490
	14.06.2031	31-2	5360
	17.06.2031	31-3	5160

Предполагается использование классической для данного средства выведения схемы разгона на отлётную траекторию:

- полёт РН, выводящей головной блок, состоящий из РБ и КА, на опорную орбиту высотой 200 км;
- пассивный полёт РБ по опорной орбите в течение примерно одного часа;
- основной активный участок на МД РБ, выводящий КА на отлётную траекторию.

Далее осуществляется межпланетный перелет Земля-Венера. Основные характеристики траекторий перелета Земля-Венера для одной из предполагаемых дат старта, а именно 2029 год, приведены в таблице 4.5. Характеристики траекторий перелета для других дат запуска представлены в приложении Г – таблицы Г.1, Г.2, Г.3.

В таблице используются следующие обозначения:

ΔV_1 – характеристическая скорость разгона с опорной круговой орбиты ИСЗ высотой 200 км, км/с;

V_1^∞ – модуль вектора отлётной асимптотической скорости, км/с;

S_{31} – интеграл энергии орбиты, км/с;

δ_1^∞ – склонение вектора отлётной асимптотической скорости в эклиптической СК и в J2000, градусы;

α_1^∞ – прямое восхождение вектора отлётной асимптотической скорости в эклиптической СК и в J2000, градусы;

ΔV_2 – характеристическая скорость выхода на эллиптическую орбиту ИС Венеры высотой перигентра 5000 км и периодом 24 часа;

- V_2^∞ – модуль вектора подлётной асимптотической скорости, км/с;
 C_{32} – интеграл энергии орбиты, км/с;
 δ_2^∞ – склонение вектора подлётной асимптотической скорости в эклиптической и афродграфической СК, градусы;
 α_2^∞ – прямое восхождение вектора подлётной асимптотической скорости в эклиптической и афродграфической СК, градусы;
 $V_{вх}$ – скорость входа ПА в атмосферу, км/с.

Таблица 4.5

Основные характеристики траекторий периода запуска 2029 г.

Параметр	Первая дата периода запуска	Средняя дата периода запуска	Последняя дата периода запуска
Обозначение	29-1	29-2	29-3
Дата старта	03.11.2029	10.11.2029	19.11.2029
Масса ПН, выводимая на отлетную траекторию, кг	5140	4985	4615
ΔV_1 , км/с	3.977	4.028	4.219
$V_1^\infty (C_{31})$, км/с	4.140 (17.14)	4.334 (18.78)	4.785 (22.9)
δ_1^∞ , ° - J2000 - эклиптика	16.16 39.47	11.27 34.68	3.62 27.06
α_1^∞ , ° - J2000 - эклиптика	275.31 276.61	272.72 273.25	270.39 270.44
Длительность перелёта, сут	112.9	109.4	103.3
Угловая дальность перелёта, °	143.92	142.47	138.21
Дата прилёта	23.02.2030	27.02.2030	02.03.2030
ΔV_2 , км/с	1.413	1.281	1.208
$V_2^\infty (C_{32})$, км/с	3.722 (14.23)	3.410 (11.63)	3.225 (10.4)
δ_2^∞ , ° - J2000 - эклиптика - экватор Венеры	-58.18 -39.44 -39.44	-54.26 -33.86 -33.97	-44.74 -22.83 -23.08
α_2^∞ , ° - J2000 - эклиптика - экватор Венеры	316.49 299.68 249.96	306.15 294.51 249.70	294.12 288.36 247.67
$V_{вх}$, км/с	10.92	10.81	10.76

На рисунке 4.24 показана траектория перелёта в проекции на плоскость эклиптики для средней даты периода запуска в 2029 году.

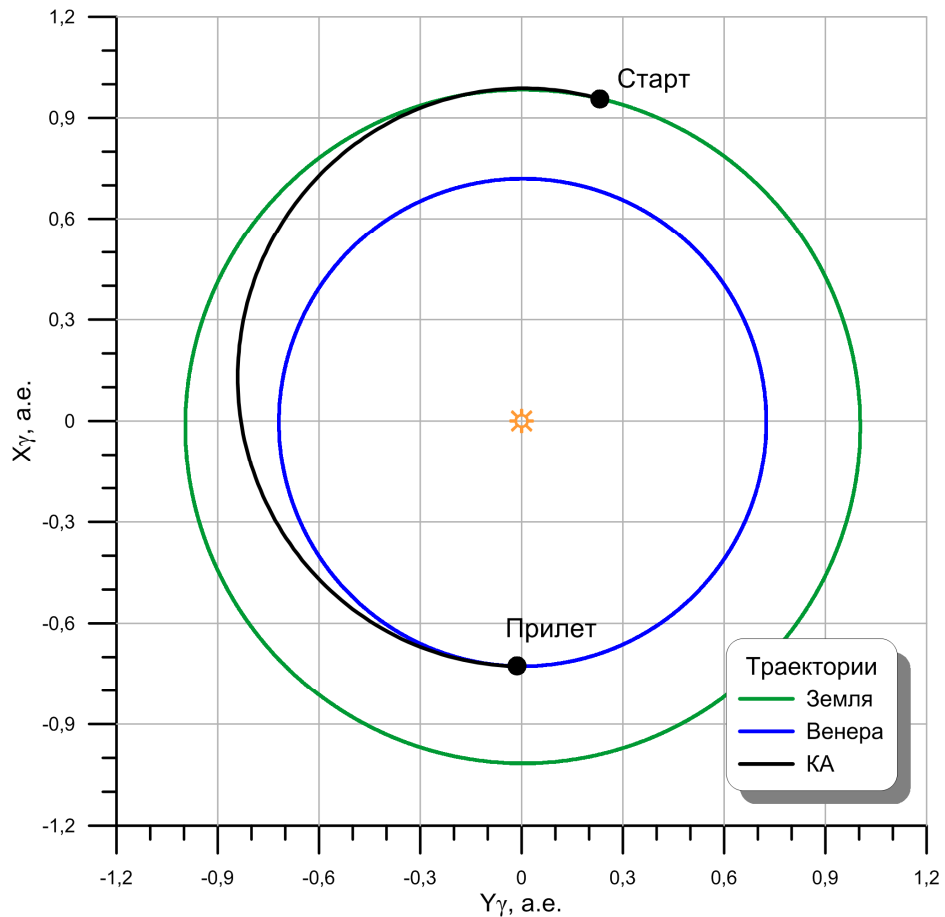


Рисунок 4.24 – Траектория перелёта Земля – Венера при запуске 10.11.2029

4.3.2 Определение мест посадки

При определении мест посадки полагаем, что все относительные траектории подлёта к планете равнозначны и характеризуются только вектором скорости на бесконечности.

Непосредственно у Венеры многообразие пролетных гиперболических траекторий ПА образует поверхность вращения с направляющей в виде гиперболы и осью, совпадающей по направлению с вектором скорости на бесконечности. При этом траектории различаются между собой углом входа ПА в атмосферу и определяемой этим углом максимальной перегрузкой, возникающей при движении в атмосфере. Пересечение гиперболической траектории с поверхностью Венеры представляет собой место посадки ПА.

Рассмотрим одну из предполагаемых дат старта, например, 2029 год, и проведём сравнение достижимых районов посадки для посадочного аппарата баллистического типа и аппарата класса «несущий корпус». При этом все параметры перелетной траектории и при входе в атмосферу, а также масса посадочного аппарата приняты одинаковыми в обоих расчетных случаях (исходные данные для расчета приведены в разделе 4.1.5). Угол входа принят $\theta = -8^\circ$ как результат анализа, проведенного в разделе 4.1.5.

С учётом приведённых выше в таблице 4.5 параметров траектории перелёта на рисунке 4.25 представлены места посадки на поверхности Венеры для баллистического аппарата при запуске в 2029 году для трёх окон пуска, а на рисунках 4.26а–4.26в показаны возможности по увеличению широты охвата мест посадки при использовании аппарата класса «несущий корпус»: красным обозначены точки посадки для баллистического аппарата для дат прилёта 23.02.2030, 27.02.2030 и 02.03.2030 при $i=90^\circ$, а жёлтым обозначена область достижимых мест посадки при использовании аппарата класса «несущий корпус» при тех же условиях.

При этом при необходимости для аппарата класса «несущий корпус» может быть подобрана программа изменения угла крена таким образом, чтобы получить требуемую дальность в пределах выделенной жёлтой области в отличие от аппарата баллистического типа, который данной возможностью не обладает.

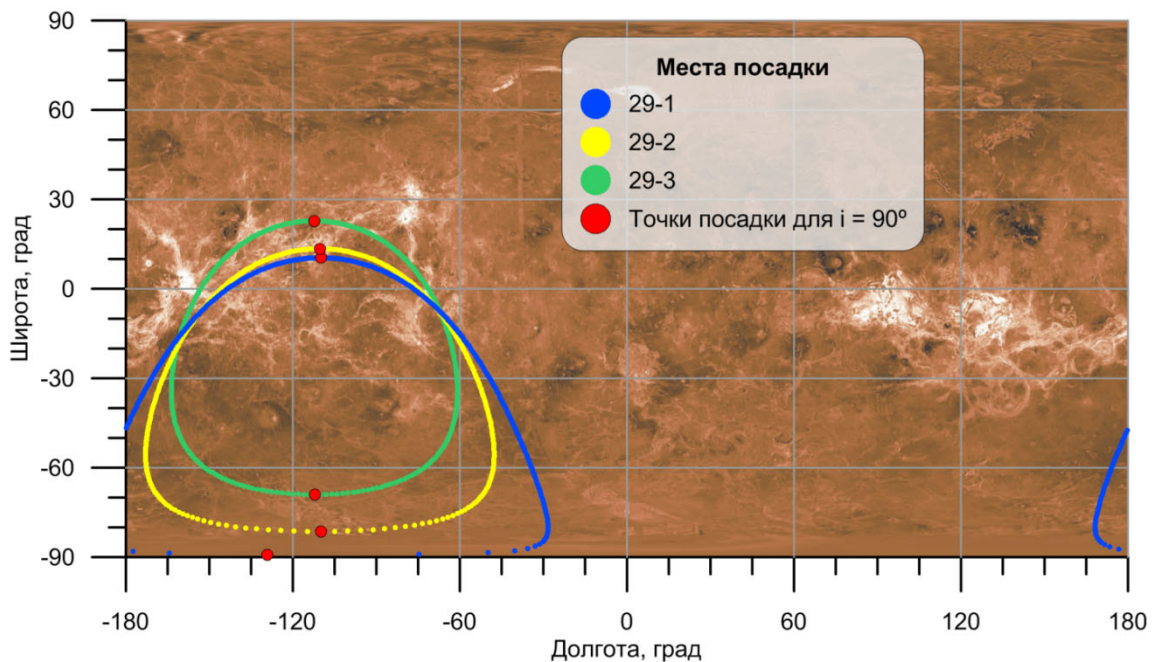
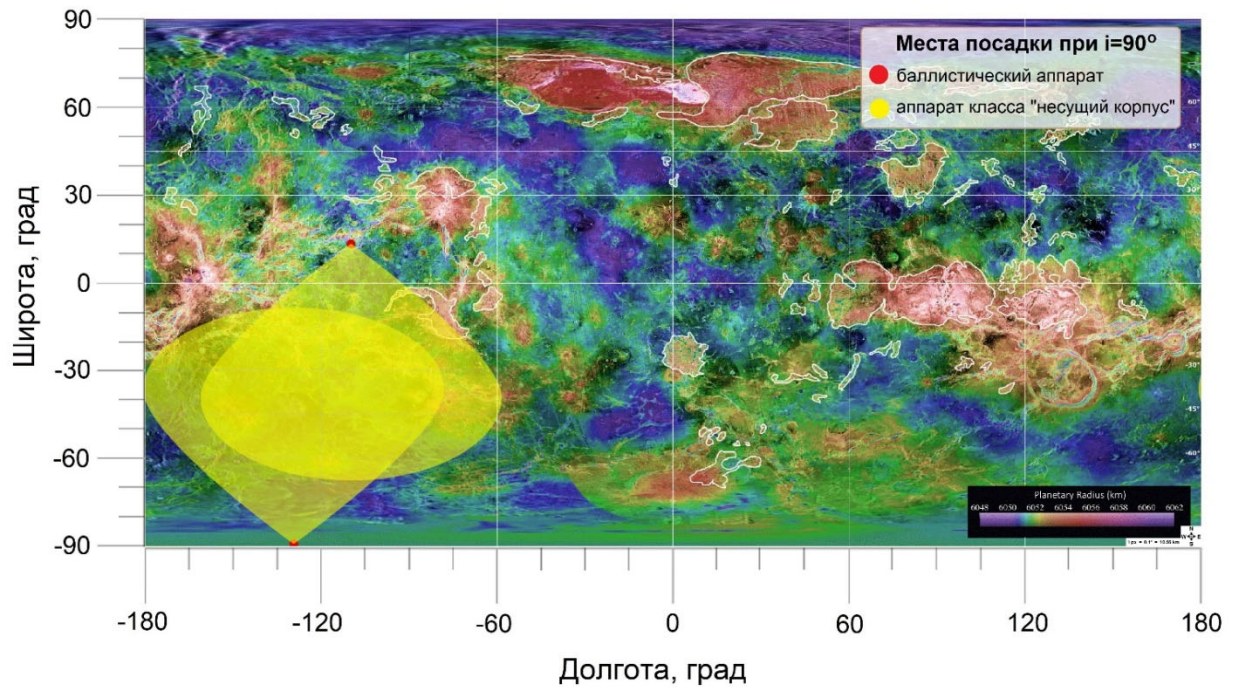


Рисунок 4.25 – Места посадки посадочного аппарата баллистического типа на поверхности Венеры для трех окон старта в 2029 году с прилётом в 2030 году

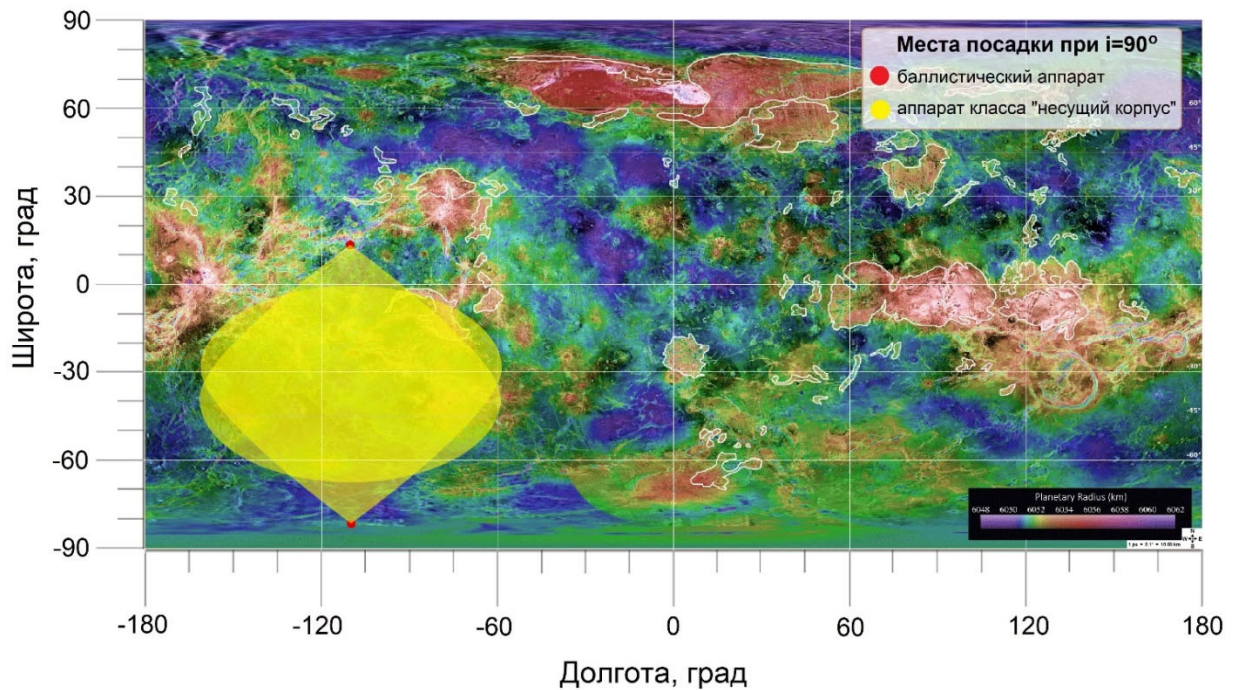
Координаты точек посадки посадочных аппаратов при заданном ограничении $i=90^\circ$, необходимом с точки зрения применяемой научной аппаратуры в рамках миссии «Венера-Д», [91, 96] представлены в таблице 4.6.

Координаты точек посадки баллистического аппарата при $i=90^\circ$

Обозначение	Северное полушарие		Южное полушарие	
	Широта, град	Долгота, град	Широта, град	Долгота, град
29-1	10.41	-109.79	-89.24	-129.25
29-2	13.45	-110.36	-81.39	-109.94
29-3	22.80	-112.32	-69.05	-112.03



а



б

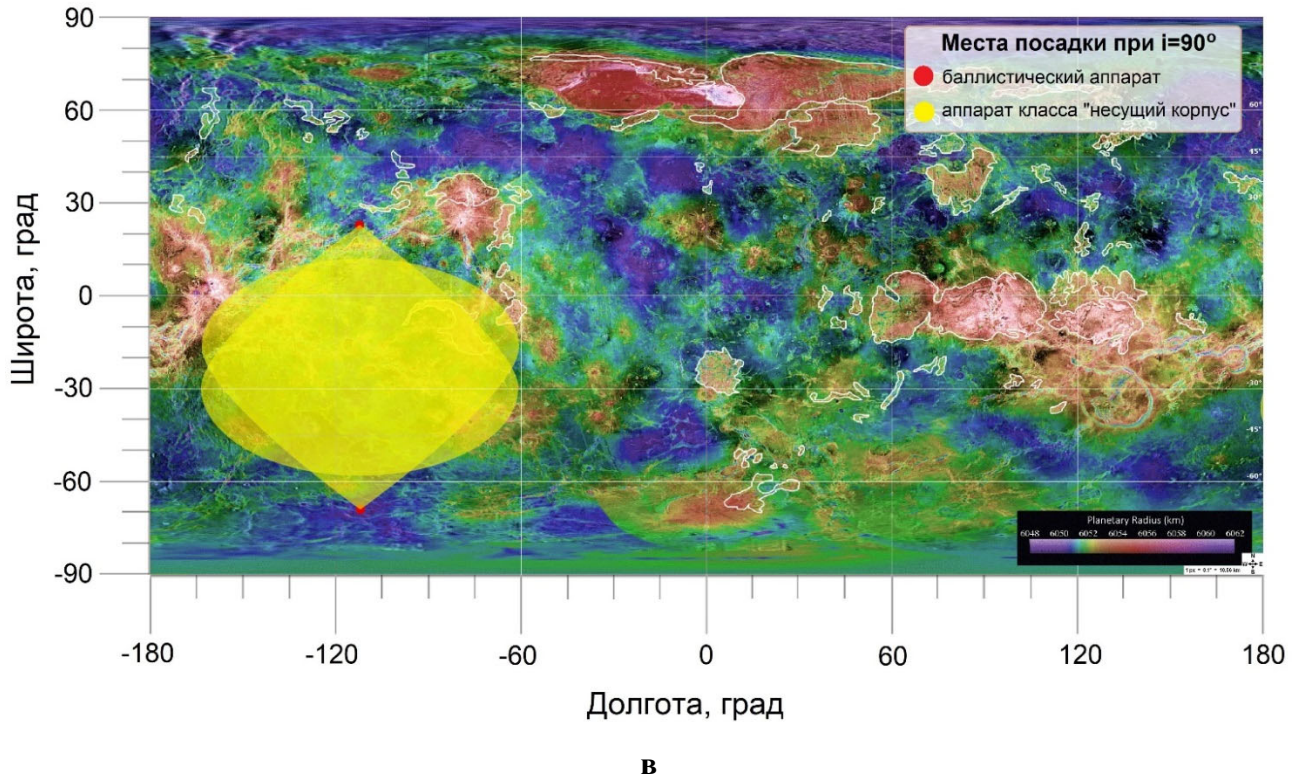


Рисунок 4.25 – Возможные области посадки на поверхности Венеры при $i=90^\circ$ для посадочного аппарата баллистического типа (точки отмечены красным) и для аппарата класса «несущий корпус» (жёлтая область): **а** – дата прилёта 23.02.2030; **б** – дата прилёта 27.02.2030; **в** – дата прилёта 02.03.2030.

Таким образом, использование аппарата класса «несущий корпус» позволяет расширить достижимые районы посадки на поверхности Венеры без необходимости изменения даты запуска и уменьшения массы посадочного аппарата, а соответственно и полезной нагрузки.

Проблема определения достижимых областей на поверхности Венеры и возможность их увеличения является актуальной задачей. Например, в работе [66] рассмотрено их увеличение путем расширения окон старта, однако это приводит к уменьшению коэффициента массы полезной нагрузки.

В данном же варианте при использовании исходных данных как в проекте миссии «Венера-Д» показана возможность расширения достижимых областей посадки только за счет применения аппарата класса «несущий корпус», способного осуществлять маневры в процессе спуска в атмосфере планеты, при этом масса полезной нагрузки остается неизменной [15], [83].

При изменении параметров перелётной траектории меняется и положение мест посадки на поверхности Венеры, но при этом общие закономерности по расширению достижимых областей посадки за счёт использования посадочного аппарата класса «несущий корпус» с возможностью осуществления бокового манёвра в процессе спуска также имеют место.

Места посадки для других дат запуска (2028, 2031 и 2029 гг.) приведены в приложении Г. При использовании аппарата класса «несущий корпус» возможно увеличение этих зон для каждой выбранной даты пуска аналогично тому, как показано на рисунке 4.25 при заданном ограничении $i=90^\circ$ (см. рисунки Г.2-Г.9 приложения Г).

Выводы по разделу

В результате проведенного исследования представлены возможные зоны посадок с учётом предполагаемых дат и окон старта для аппарата баллистического типа, предполагаемого в рамках миссии «Венера-Д», и показаны возможности по увеличению данных зон при использовании аппарата класса «несущий корпус», способного осуществлять управляемый спуск и посадку на поверхность Венеры, что в свою очередь позволит расширить выбор потенциально интересных для изучения зон. При этом масса полезной нагрузки остается неизменной.

4.4 Выводы к главе 4

Как было показано в рамках данной главы, использование посадочных аппаратов, обладающих аэродинамическим качеством, т.е. способность создавать подъёмную силу в процессе спуска, позволяет снять многие ограничения, присущие баллистическим аппаратам, и значительно расширить диапазон их применения: наличие даже небольшой подъёмной силы позволяет значительно снизить перегрузки в процессе спуска, а управление подъёмной силой – значительно расширить область достижимых районов посадки.

Разработанный программно-вычислительный комплекс позволяет путем интегрирования уравнений движения рассчитать требуемые параметры траекторий для любых ПА, провести их сравнение и на основе полученных данных оценить достижимые районы посадки на поверхности планеты.

В результате проведенного анализа траекторий спуска для ПА баллистического типа, предполагаемого в рамках миссии «Венера-Д», и аппарата класса «несущий корпус» показано, что дальность полета по траектории для баллистического аппарата составляет не более 400 км, а для аппарата класса «несущий корпус» - до 9000 км. При этом аппарат класса «несущий корпус» может совершать боковые маневры – до 5000 км, и для него может быть подобрана программа изменения угла крена для получения требуемой дальности в отличие от аппарата баллистического типа, который данной возможностью не обладает.

Использование подъёмной силы в процессе спуска даёт возможность значительно увеличить маневренные возможности посадочных аппаратов, что существенно облегчает выбор места посадки в продольном и боковом направлениях.

Кроме того, для аппарата класса «несущий корпус» характерно уменьшение максимальных перегрузок по сравнению с аппаратом баллистическим, что обеспечивает сохранность работоспособности аппаратуры при спуске в атмосфере планеты.

Более того, такие аппараты с аэродинамическим качеством для диапазона скоростей при $M > 5$ могут осуществлять более длительный планирующий спуск при необходимости, что позволит расширить круг научных задач, которые можно провести уже на этапе спуска в атмосфере до момента достижения поверхности планеты.

Глава 5. Анализ теплового режима проектируемого посадочного аппарата

При входе в плотные слои атмосферы наружная поверхность ПА подвергается интенсивному аэродинамическому нагреву, величина которого определяется скоростью набегающего потока, плотностью атмосферы и геометрической формой аппарата. При этом наиболее интенсивному нагреву подвергается носовая и наветренная поверхности ПА.

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

5.1. Расчет тепловых потоков и температуры в критической точке посадочного аппарата.

Оценка уноса теплозащитного покрытия

5.1.1. Газодинамическая картина обтекания тела потоком при $M > 5$

В нашем расчетном случае вход в атмосферу осуществляется со скоростью 11 км/с и можно говорить о газодинамической картине обтекания тела высокоскоростным потоком. Основная особенность такого расчета заключается в том, что процесс теплообмена при полете в плотных слоях атмосферы со скоростью, когда $M > 5$, [86] качественно и количественно отличается от теплообмена, реализуемого при обычных, сверхзвуковых скоростях полета. Это объясняется тем, что при скоростях, многократно превышающих скорость звука, в объеме пограничного слоя возникают принципиально новые физико-химические процессы, вызывающие интенсификацию теплообмена [39]. Эти процессы обусловлены, главным образом, возникновением в пограничном слое химической реакции диссоциации молекул на атомы и обратной ей реакции рекомбинации атомов в молекулы [46]. Следствием этих реакций является возникновение в объеме пограничного слоя неравномерного распределения по толщине слоя массовых концентраций атомов и молекул (возникновение градиентов их концентраций), что вызывает появление диффузионных потоков атомов и молекул. Последнее, как отмечается в теории конвективного теплообмена, приводит к существенному увеличению теплового потока в конструкцию космического аппарата. Такой сложный, комплексный теплообмен называется теплообменом при наличии химических реакций в пограничном слое.

Рассмотрим течение в окрестности точки торможения затупленного тела, движущегося в атмосфере со скоростью при $M > 5$ [95]. В этом случае в первом приближении можно считать, что скачок близок к поверхности тела и приблизительно эквидистантен ей (см. рисунок 5.1).

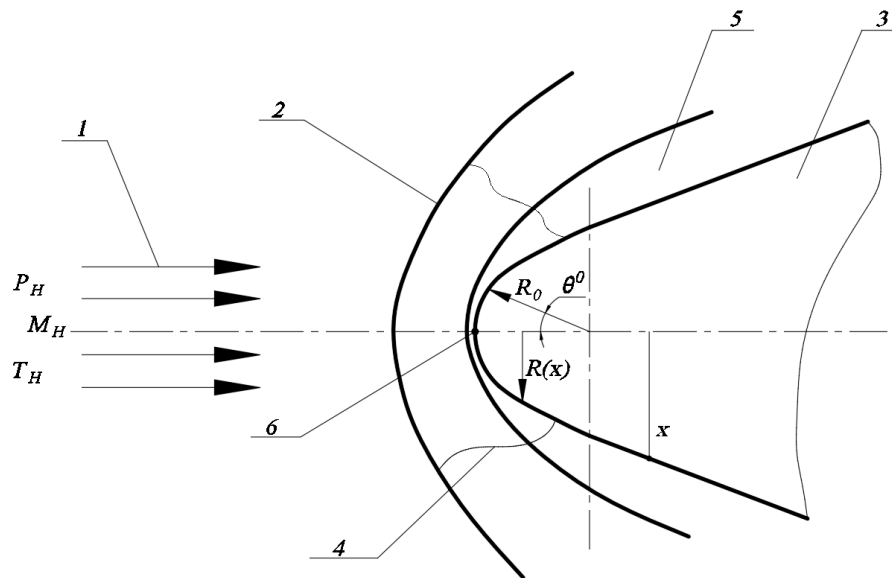


Рисунок 5.1 – Схема обтекания потоком при $M > 5$ притупленного сферой конуса:
 1 – набегающий поток, 2 – ударная волна, 3 – притупленный сферой конус, 4 – линия перехода
 через скорость звука, 5 – пограничный слой,
 6 – передняя критическая точка

Газ, проходя через ударную волну, замедляется и резко меняет свои параметры. Образуется так называемый сжатый (ударный) слой газа с повышенной плотностью. С физической точки зрения мгновенное скачкообразное изменение параметров при переходе через ударную волну следует рассматривать только как идеализированную схему быстропротекающего процесса непрерывного изменения состояния [42].

Течение между поверхностью тела и ударной волной дозвуковое, но по мере движения вдоль тела поток вновь разгоняется и по прохождении так называемой звуковой линии становится сверхзвуковым.

Таким образом, течение в окрестности точки торможения носит сложный характер: оно бывает как дозвуковым, так и сверхзвуковым, положение скачка уплотнения и звуковой линии заранее неизвестны и требуют специальных численных расчетов. Не останавливаясь на детальном анализе газодинамических аспектов проблемы, приведем лишь некоторые характерные газодинамические параметры:

- толщина сжатого слоя газа, которая определяется расстоянием от передней критической точки 6 до ударной волны 2 (см. рисунок 5.1)

- угол θ^0 между осью тела и радиусом, проведенным в точку контура тела.

Звуковая линия пересекает контур сферического затупления в точке, положение которой можно охарактеризовать угловой координатой θ^0 . Если θ^0 выразить в градусах, то согласно работе [62]:

$$\theta^0 = 33.9 + 39.7\varepsilon,$$

где ε физически означает отношение плотности газа на высоте полета к плотности газа при параметрах торможения. Для расчета используется соотношение
$$\varepsilon = \frac{k-1}{k+1} + \frac{2}{(k+1)M_\infty^2},$$
 k – показатель адиабаты.

5.1.2. Инженерный метод расчета теплового нагружения посадочного аппарата

Постановка задачи

Тепловой поток, поступающий к поверхности аппарата, входящего в атмосферу, складывается из лучистого теплового потока, поступающего от ударной волны, и конвективного теплового потока, выделяющегося в пограничном слое при торможении газового потока. При определенной величине теплового потока может начаться плавление и сублимация (абляция) поверхностных слоев теплозащитного покрытия [40], [41], [42]. Соответственно некоторая величина теплового потока идет на нагревание пакета теплозащитных материалов, а другая часть излучается поверхностью аппарата в окружающее пространство. В расчетах иногда учитывается тепловой поток, подходящий к поверхности аппарата от атмосферы, и т.д., однако доля этого теплового потока обычно мала по сравнению с конвективным тепловым потоком от пограничного слоя и лучистого теплового потока от ударной волны, поэтому им в проектных расчетах на начальном этапе разработки обычно пренебрегают.

Температура поверхности аппарата, таким образом, находится в прямой зависимости от конвективного и радиационного (лучистого) нагрева, определяя темп прогресса слоев теплозащитного покрытия.

При проведении расчетов теплового воздействия атмосферы Венеры на ПА в качестве исходных данных используются следующие величины: параметры траектории входа ПА в атмосферу Венеры ($H=130$ км – высота; $V=11000$ м/с – скорость потока; $\theta = -8^\circ$ – угол входа), модель атмосферы Венеры (модель атмосферы VIRA-30 [70], [80], [89]), массовые (масса ПА принята одинаковой и равной 1600 кг) и геометрические характеристики аппарата (см. рисунок 5.2), определяющие траекторию полета в атмосфере Венеры, поле течения возле него, а также характер и особенности теплообмена у поверхности ПА.

В данной работе рассматриваются два варианта конструктивных исполнения ПА на Венеру: баллистический ПА типа «Экзомарс» (см. рисунок 5.2а), который предполагается в рамках проекта «Венера-Д», и ПА класса «несущий корпус» (см. рисунок 5.2б).

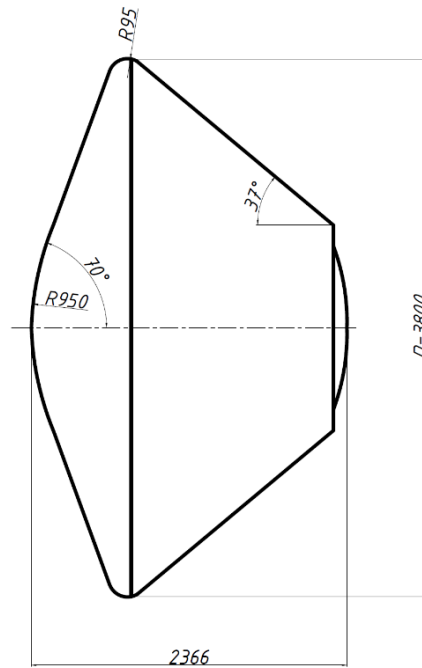
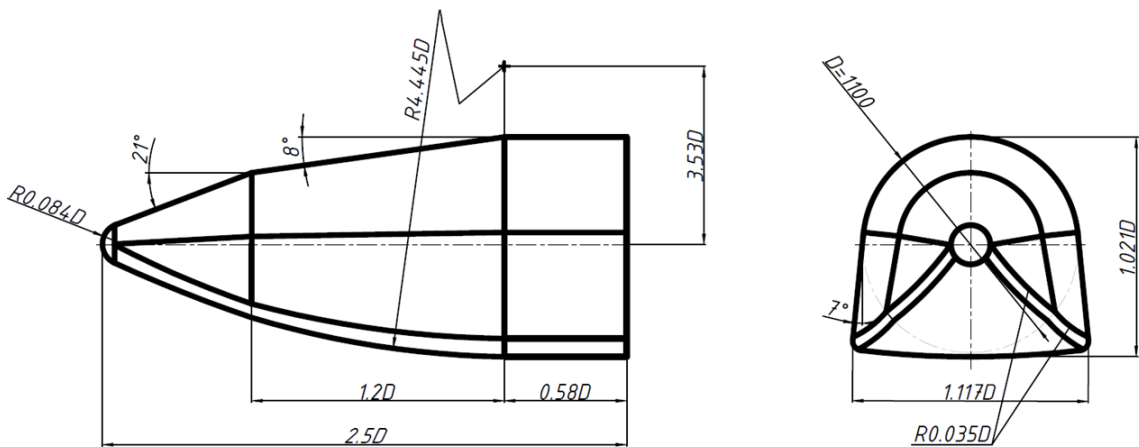
**a****б**

Рисунок 5.2 – Схема ПА баллистического типа «Экзомарс» (а) и класса «несущий корпус» (б)

Конфигурация для совершения непосредственно бокового маневра для аппарата класса «несущий корпус» в атмосфере Венеры: угол атаки $\alpha = 18^\circ$; $C_{xa} = 0,81$; $C_{ya} = 1,15$; т.е. $K_\delta = 1.42$, или конфигурация максимального аэродинамического качества. При этом аэродинамические характеристики отнесены к площади миделя посадочного аппарата, которая принята равной $S_M = 0,95 \text{ м}^2$.

Конфигурация баллистического ПА типа «Экзомарс»: $D_M = 3.8 \text{ м}$ и $S_M = 11.34 \text{ м}^2$. При гиперзвуковых скоростях полета ($M_\infty \geq 5$) значение коэффициента лобового сопротивления полагалось постоянным $C_{xa} = 1,6006$.

Инженерный метод расчета теплового нагружения ПА

Инженерный метод расчета теплового нагружения ПА включает:

- расчёт траектории движения ПА в атмосфере Венеры [23];
- расчёт вдоль траектории поля течения возле ПА с определением конвективного и лучистого теплообмена.

Для проведения теплового анализа ПА, испытывающего аэродинамический нагрев, важным является характер его обтекания. Для проведения теплового анализа ПА необходимо знание режима обтекания тела. В зависимости от высоты полета и размера ПА режим обтекания может быть континуальным (длина свободного пробега частиц воздуха λ много меньше характерного размера аппарата L), переходным ($\lambda \sim L$), или свободномолекулярным ($\lambda \gg L$). При континуальном обтекании различают ламинарный и турбулентный режимы течения.

Для определения того, какой из этих двух режимов реализуется в каждый момент времени спуска существует критерий подобия – число Рейнольдса [17]:

$$Re = \frac{V \cdot R}{\nu},$$

где V – скорость набегающего потока м/с;

R – характерный размер (радиус сферического затупления носовой части ПА $R=0.092$ м);

ν – кинематическая вязкость, м²/с.

Число Рейнольдса характеризует отношение инерционных сил к силам вязкого трения. Малым значениям числа Рейнольдса соответствует устойчивое ламинарное течение, с возрастанием числа Рейнольдса ламинарное течение переходит в турбулентное. Число, характеризующее переход течения из ламинарного режима в турбулентный, называется критическим числом Рейнольдса.

При ламинарном течении газ движется параллельно поверхности тела, и механизм переноса осуществляется микропроцессами молекулярной природы. При переходе к турбулентному обтеканию, как правило, резко интенсифицируются процессы теплообмена, наблюдается возрастание тепловых потоков и температур по сравнению с аналогичными потоками и температурами при ламинарном обтекании тела. Это связано с изменением физического механизма переноса количества движения, тепла и массы; возникают макроскопические, молярные процессы переноса, вызванные смешением конечных масс. Поэтому знание режима обтекания тела очень важно для правильного расчета аэродинамического нагрева.

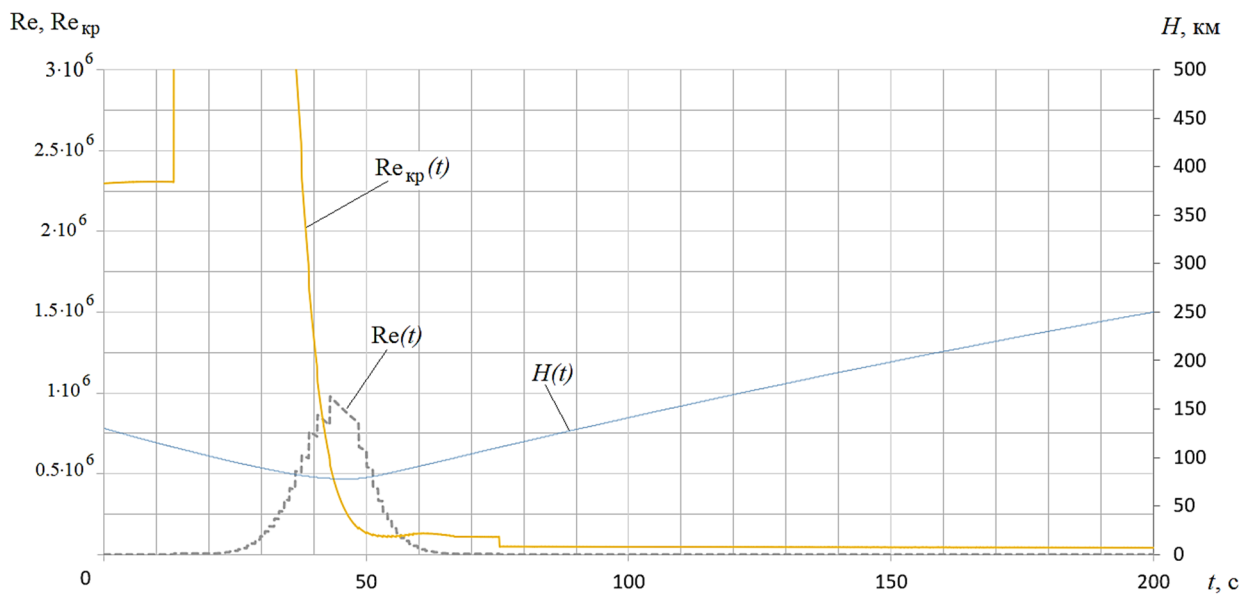
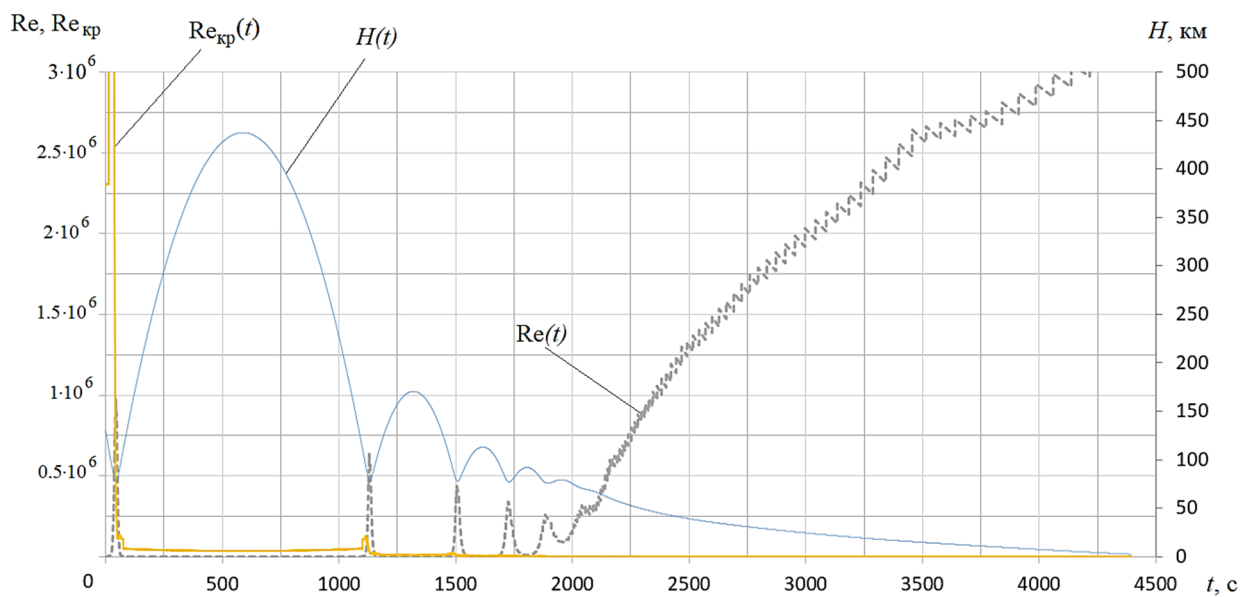
Учесть все многообразие процессов в пограничном слое довольно сложно, поэтому часто используются различные упрощающие предположения и осреднения параметров.

Для проведения инженерных расчетов температурного режима аппарата в качестве условной границы перехода от ламинарного к турбулентному режиму можно принять критическое число Рейнольдса [61]:

$$Re_{кр} = 300 \exp(0.2 \cdot M_1),$$

где M_1 - местное число Маха на границе пограничного слоя.

На рисунке 5.3 представлены зависимости числа Рейнольдса, критического числа Рейнольдса и высоты от времени спуска для аппарата класса «несущий корпус» (см. рисунок 5.3а) и для баллистического аппарата типа «Экзомарс», предполагаемого в рамках миссии «Венера-Д» (см. рисунок 5.3б) в соответствии с их баллистической схемой спуска.



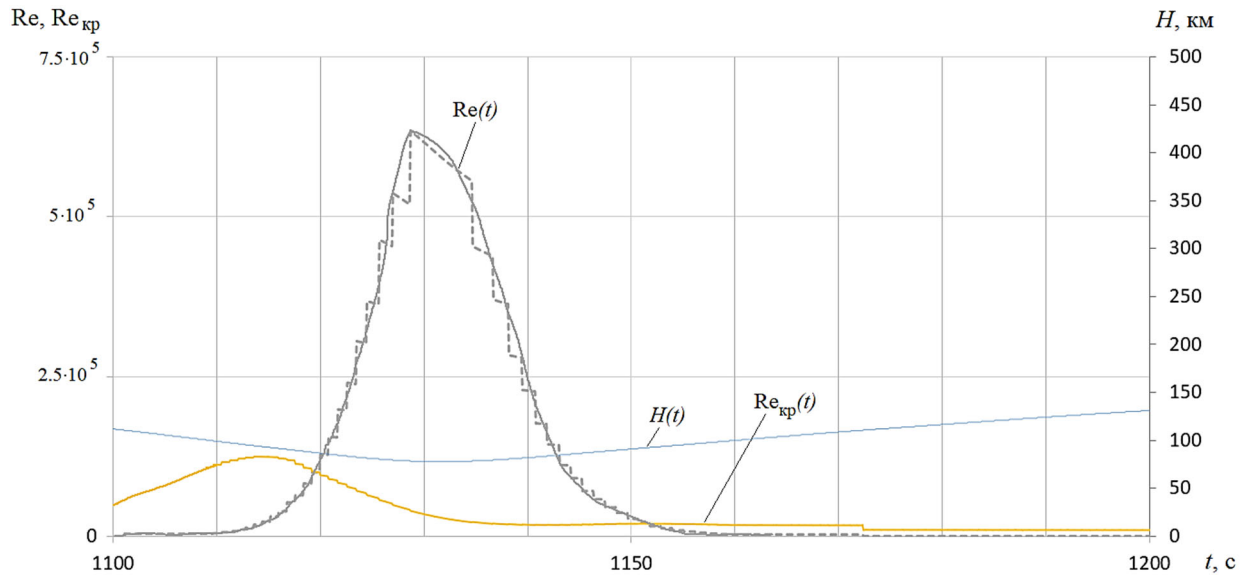
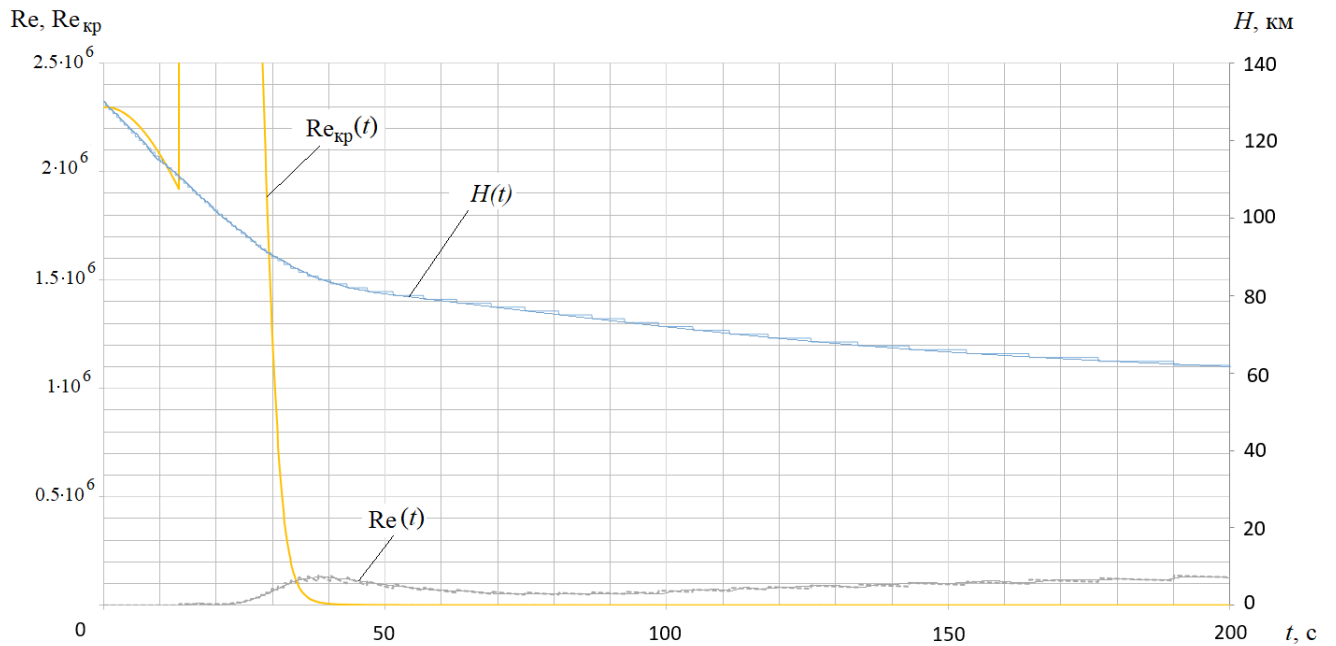
**a****б**

Рисунок 5.3 – Графики зависимостей числа Рейнольдса, критического числа Рейнольдса и высоты от времени спуска аппарата в различных масштабах:
a – для аппарата класса «несущий корпус», **б** – для баллистического аппарата типа «Экзомарс», предполагаемого в рамках миссии «Венера-Д»

Пересечение выражений для числа Рейнольдса и его критических значений определяет переход к турбулентному режиму обтекания.

Этот переход имеет место несколько раз для аппарата класса «несущий корпус», поскольку в соответствии с его баллистической схемой спуска аппарат осуществляет погружение в плотные слои атмосферы несколько раз. Так, при первом погружении эта точка соответствует

моменту времени 42 с, при втором – 1119 с, далее с 1550 с и до конца спуска режим является турбулентным. Для баллистического аппарата точка перехода ламинарного режима в турбулентный соответствует времени в 35 с.

В соответствии с режимом обтекания проводится расчет удельных тепловых потоков на поверхности аппарата. Как правило, первоочередным вопросом является величина теплового потока к поверхности носового закругления аппарата, так как в окрестности критической точки реализуются максимальные величины тепловых потоков.

Для определения величин удельных тепловых потоков в характерных точках поверхности аппарата на стадии проектных исследований можно использовать приближенные зависимости, полученные из точных решений, дающие удовлетворительные по точности качественные результаты.

В результате обработки результатов численных расчетов в работе [61] предложена формула для равновесного режима течения в пограничном слое. Результаты данной работы хорошо согласуются с данными других авторов [56]. Дальнейшая обработка численных результатов была выполнена в работе [20], в результате которой удалось получить удобную приближенную формулу, погрешность которой не превышает 5%: в условиях ламинарного режима обтекания величина конвективного теплового потока на сферическом закруглении может быть определена по формуле, предложенной Кемпом и Ридделлом [20]:

$$q_{w0}^n = (31500 / R_0^{0.5}) \cdot (\rho_H / \rho_0)^{0.5} \cdot (V_H / V_{1к})^{3.25} \cdot (1 - I_w / I_0),$$

где q_{w0}^n - удельный конвективный тепловой поток в области передней критической точки на сферическом закруглении, ккал/м²сек;

R_0 – радиус притупления сферического носка ПА (для сферического закругления аппарата класса «несущий корпус» $R_0=0.092$ м, для баллистического аппарата типа «Экзомарс», предполагаемого в рамках миссии «Венера-Д», радиус закругления лобовой части принят $R_0=0.95$ м);

V_H – скорость полета в расчетный момент времени, км/с;

$V_{1к}$ – первая космическая скорость (для Венеры $V_{1к}=7.356$ км/сек);

ρ_H и ρ_0 – плотность атмосферы соответственно в расчетный момент на высоте H и на поверхности Венеры $\rho_0 = 64.79$ кг/м³;

I_w и I_0 – энтальпия воздуха при температуре стенки в расчетной точке и энтальпия полного торможения.

Энтальпийным фактором I_w / I_0 в проектных оценочных расчетах можно пренебречь вследствие $I_w \ll I_0$.

Тогда формула для конвективного теплового потока на сферическом затуплении упростится до следующего вида:

$$q_{w0}^n = (31500 / R_0^{0.5}) \cdot (\rho_H / \rho_0)^{0.5} \cdot (V_H / V_{1к})^{3.25}, \text{ ккал/м}^2\text{сек} \quad (5.1)$$

В условиях турбулентного режима обтекания величина конвективного теплового потока может быть определена по формуле Сибулкина [98] (также в пренебрежении энтальпийным фактором):

$$q_{w0}^T = (3.235 \cdot 10^5 / R_0^{0.2}) \cdot (\rho_H / \rho_0)^{0.8} \cdot (V_H / V_{1к})^{3.19}, \text{ ккал/м}^2\text{сек} \quad (5.2)$$

В процессе спуска аппарат подвергается также радиационному нагреву, плотность теплового потока которого может быть найдена по формуле Андреевского [61]:

$$q_{\text{рад}} = A_R R_0 \rho^L \left(\frac{V}{1000} \right)^k, \text{ ккал/м}^2\text{сек} \quad (5.3)$$

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:

$$\begin{aligned} q_{\Sigma} &= q_{w0}^n + q_{\text{рад}} \text{ при } Re < Re_{\text{кр}} \\ q_{\Sigma} &= q_{w0}^T + q_{\text{рад}} \text{ при } Re \geq Re_{\text{кр}} \end{aligned} \quad (4)$$

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 5.4 представлены рассчитанные значения суммарных удельных тепловых потоков $q(t)$, включая конвективные и лучистые потоки, в критической точке аппарата [25].

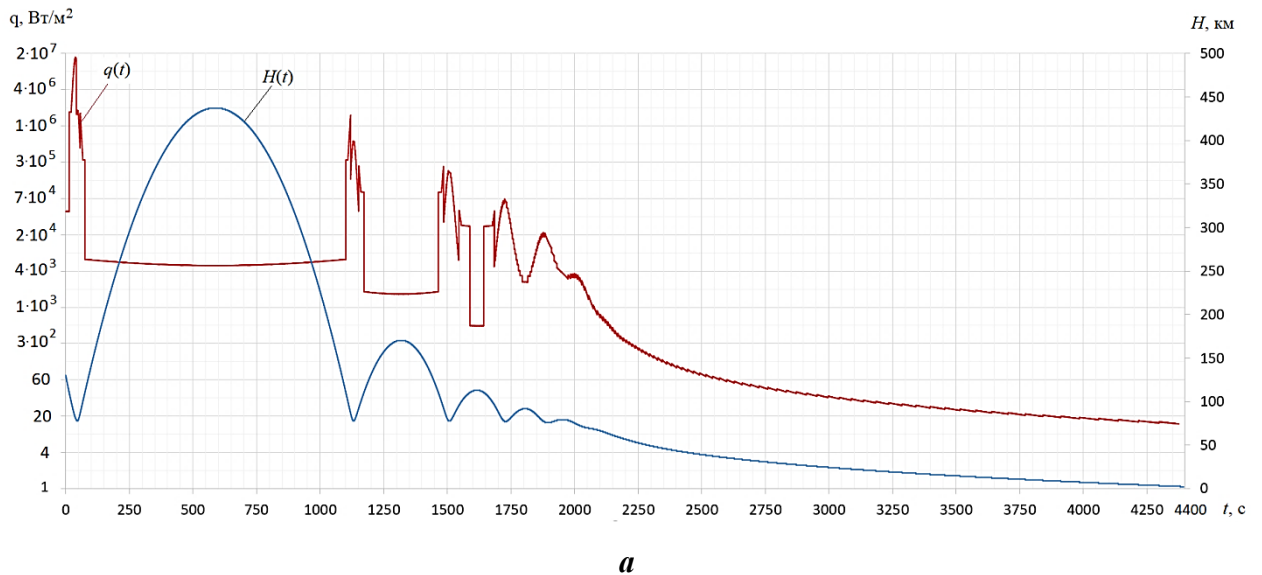
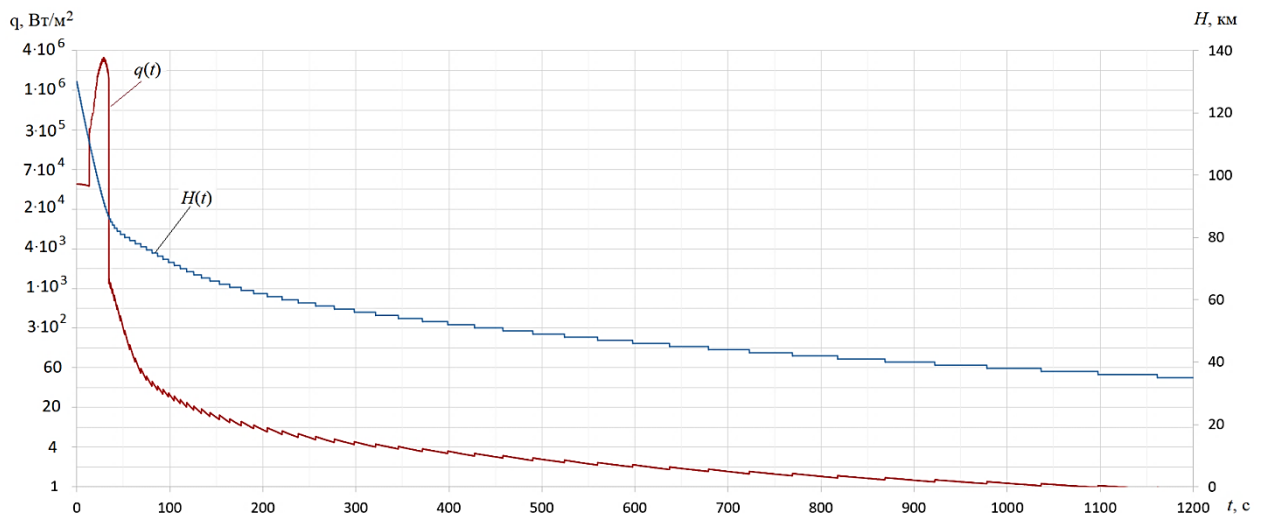
**a****б**

Рисунок 5.4 – График зависимости суммарной плотности теплового потока для критической точки аппарата от времени его спуска:
a – для аппарата класса «несущий корпус», **б** – для баллистического аппарата типа «Экзомарс», предполагаемого в рамках миссии «Венера-Д»

Как следует из графиков на рисунке 5.4, плотность теплового потока в критической точке посадочного аппарата для аппарата класса «несущий корпус» имеет максимальное значение при его первом погружении в плотные слои атмосферы и составляет 14 МВт/м^2 , для баллистического аппарата типа «Экзомарс», предполагаемого в рамках миссии «Венера-Д» максимальное значение плотности теплового потока составляет 3.5 МВт/м^2 . Такое различие объясняется тем, что радиус сферического затупления аппарата класса «несущий корпус» существенно меньше, чем для баллистического аппарата ($R_{0_нк}=0.092 \text{ м}$, $R_{0_балл}=0.95 \text{ м}$).

В таблице 5.1 представлены результаты расчетов в критической точке аппарата максимальных по траектории входа значений суммарных удельных тепловых потоков q_{im} , а

также моменты времени t_{im} , в которые достигались эти значения q_{im} . Здесь же представлены интегральные тепловые потоки Q_i к поверхности аппарата, которые определялись по формуле

$$Q_i = \int_{t_n}^{t_k} q_i(t) dt, i = 1..N,$$

где i – номер компоненты теплового потока (или расчетной зоны поверхности аппарата); N – число рассматриваемых компонент. Интеграл определяется численным интегрированием по формуле трапеций на расчетной временной сетке.

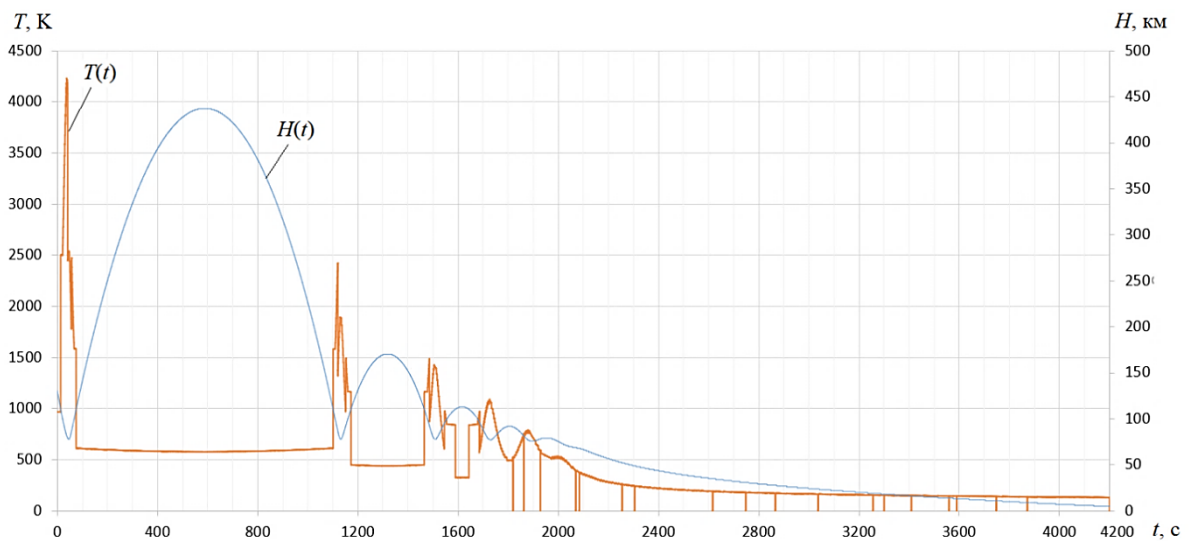
Таблица 5.1

Значения суммарных удельных и интегральных тепловых потоков в критической точке аппарата

Тип аппарата	t_m , с	q_{im} , МВт/м ²	Q_i , МДж/м ²
Аппарат класса «несущий корпус»:			
1 погружение	38	14	200
2 погружение	1110	2	43
3 погружение	1484	0,2	11
Аппарат баллистический	28	3.5	50

Как можно заметить из таблицы 5.1 при каждом последующем погружении для аппарата класса «несущий корпус» значения тепловых потоков уменьшаются, это связано, во-первых, с уменьшением скорости входа при каждом следующем погружении, а во-вторых, с тем, что на внеатмосферном участке полета аппарат отдает тепло в окружающую среду, тем самым охлаждаясь.

На рисунке 5.5 представлена зависимость температуры критической точки аппарата от времени спуска.



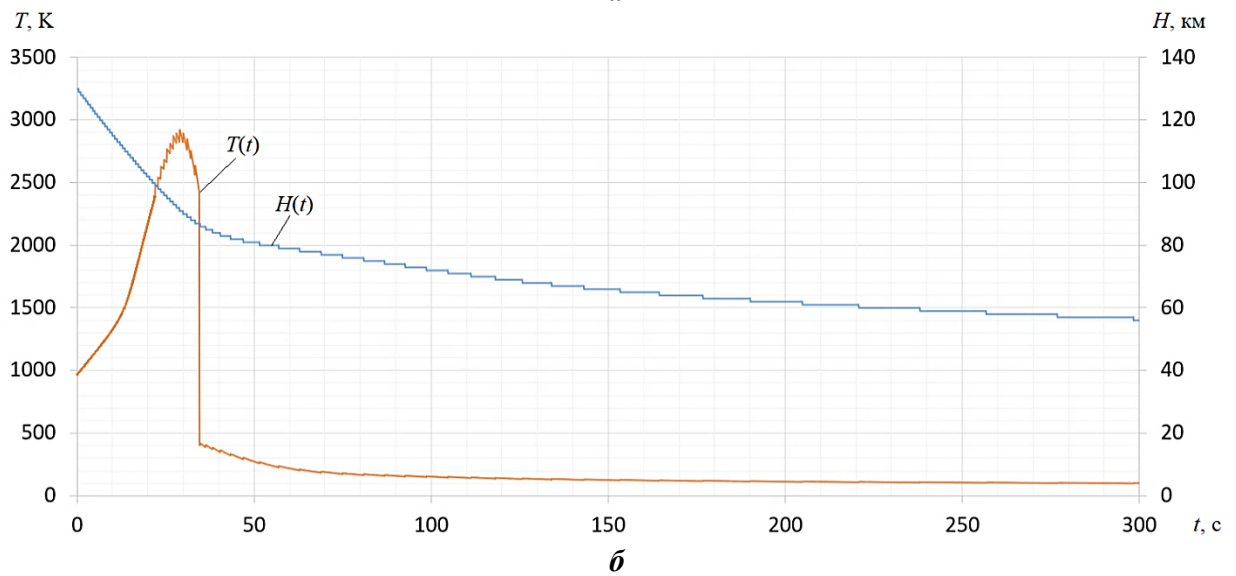
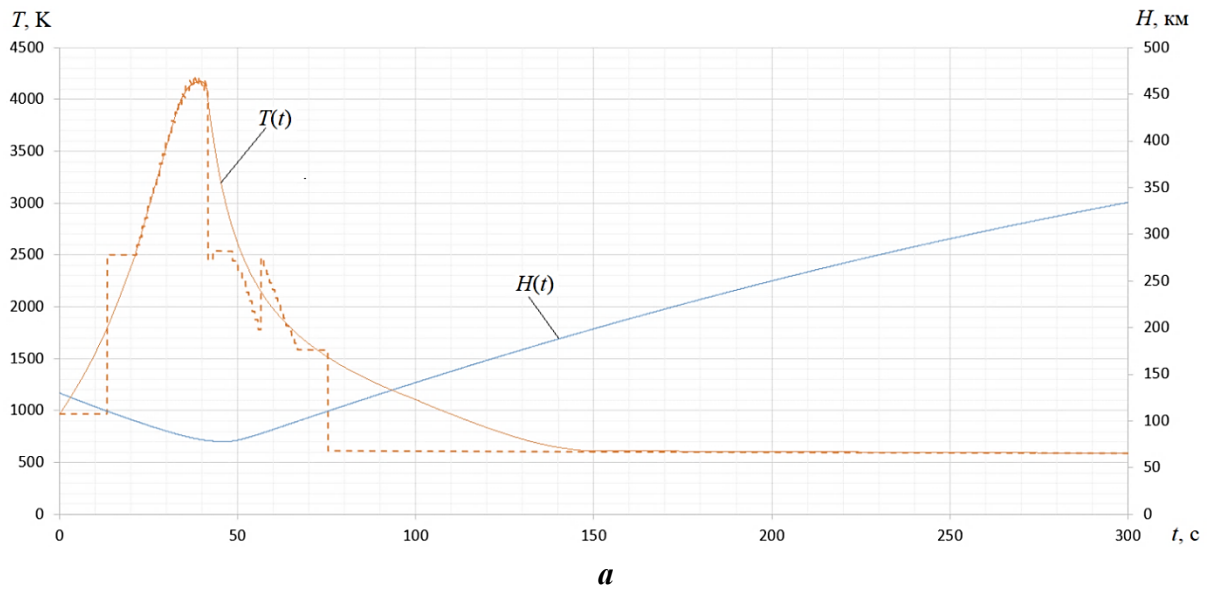


Рисунок 5.5 – График зависимости температуры критической точки аппарата от времени спуска: **а** – для аппарата класса «несущий корпус», **б** – для баллистического аппарата типа «Экзомарс», предполагаемого в рамках миссии «Венера-Д»

Как можно заметить из рисунка 5.5 температура в критической точке для ПА класса «несущий корпус» также будет выше по сравнению с баллистическим аппаратом по той же причине, что и плотность теплового потока. Максимальное значение температура в критической точке для ПА класса «несущий корпус» равно 4200 К, а для баллистического аппарата – 2950 К. В действительности температура поверхности аппарата не превысит $T=2500-3000$ К в зависимости от применяемого материала теплозащитного покрытия вследствие его абляции (уноса).

5.1.3. Оценка уноса теплозащитного покрытия проектируемого посадочного аппарата

Тепловая защита ПА предназначена для предохранения конструкции ПА от воздействия конвективных и лучистых тепловых потоков на участке аэродинамического торможения ПА и обеспечения заданного температурного режима силового металлического корпуса аэродинамической оболочки и элементов конструкции ПА.

Предполагается, что тепловая защита ПА аналогична применяемой на ПА «Вега-1,2» и выполнена трехслойной: наружный слой – из асботекстолита, промежуточный – из разреженного стеклотекстолита, внутренний – из стеклосот, которая переменна по толщине по обводу аппарата.

Параметром, характеризующим эффективность материала наружного теплозащитного покрытия (ТЗП), является эффективная энтальпия. Этот обобщающий экспериментальный параметр определяет количество тепла, отведенное уносимым ТЗП при фазовых переходах: плавлении, испарении (сублимации), а также при химических реакциях в прогретом слое покрытия. Кроме того, газообразные продукты разрушения материала, попадая в пограничный слой, могут частично блокировать тепловые потоки к поверхности ПА.

В качестве наружного слоя ТЗП, как указывалось выше, применен асботекстолит двух марок: автоклавный с плотностью $\gamma = 1450 \text{ кг/м}^3$ для донной части, вакуумный $\gamma = 1250 \text{ кг/м}^3$ для верхней части аппарата. В наших расчетах используется автоклавный асботекстолит.

При расчете были приняты следующие допущения:

- разрушение и унос асботекстолита под воздействием конвективных и радиационных тепловых потоков происходит независимо;
- внутренняя поверхность металлического корпуса ПА адиабатически изолирована.

Для условий входа в атмосферу Венеры эффективная энтальпия автоклавного асботекстолита бралась в соответствии с экспериментальными зависимостями, полученными в АО «ЦНИИмаш» при исследовании воздействия в среде CO_2 на асботекстолит теплового потока:

- для ламинарного теплообмена:

$$H_{\text{эф.л}} = 300 + 0.6(I_0 - I_w), \text{ ккал/кг},$$

I_0, I_w – энтальпия торможения и энтальпия газа при температуре поверхности ТЗП соответственно;

- для турбулентного теплообмена:

$$H_{\text{эф.т}} = 300 + 0.6(I_0 - I_w), \text{ ккал/кг};$$

- для лучистого теплообмена:

$$H_{\text{эф.луч}} = 3000 \text{ ккал/кг}.$$

Скорости уноса наружного теплозащитного покрытия определяются соотношениями:

$$\gamma(V_{\text{к}}H_{\text{эф.к.}} + V_{\text{луч}}H_{\text{эф.луч.}}) = q_{\text{к}} + q_{\text{луч}} - q_{\text{w}};$$

$$\gamma V_{\text{к}}H_{\text{эф.к.}} = q_{\text{к}} - \frac{q_{\text{к}}}{q_{\text{к}} + q_{\text{луч}}} q_{\text{w}};$$

$$\gamma V_{\text{луч}}H_{\text{эф.луч.}} = q_{\text{луч}} - \frac{q_{\text{луч}}}{q_{\text{к}} + q_{\text{луч}}} q_{\text{w}}.$$

где γ – плотность материала теплозащитного покрытия, кг/м³;

$V_{\text{к}}, V_{\text{луч}}$ – линейная скорость уноса материала от раздельного воздействия конвективных и лучистых тепловых потоков соответственно, м/с;

$q_{\text{w}} = 1.36 \cdot 10^{-3} \varepsilon_{\text{w}} (T_{\text{w}} / 100)^4$ – тепловое излучение разрушающейся поверхности теплозащитного покрытия, ккал/м²сек;

T_{w} – температура разрушения материала покрытия, К.

Температура разрушающейся поверхности принималась постоянной и равной $T_{\text{w}} = 3000$ К (по экспериментальным данным).

Тогда скорость разрушения соответственно равна

$$V = V_{\text{к}} + V_{\text{луч}} = \frac{q_{\text{к}} - \frac{q_{\text{к}}}{q_{\text{к}} + q_{\text{луч}}} q_{\text{w}}}{\gamma H_{\text{эф.к.}}} + \frac{q_{\text{луч}} - \frac{q_{\text{луч}}}{q_{\text{к}} + q_{\text{луч}}} q_{\text{w}}}{\gamma H_{\text{эф.луч.}}}$$

Унос теплозащиты начинается при значении

$$q_{\text{к}} + q_{\text{луч}} \geq 1.36 \cdot 10^{-3} \varepsilon_{\text{w}} (T_{\text{w}} / 100)^4 = q_{\text{разр}}$$

Суммируя скорость разрушения по траектории получим полный линейный унос теплозащиты в расчетной точке контура теплозащитной оболочки:

$$l = \psi \int_{\tau_{\text{нач.разр.}}}^{\tau_{\text{кон.разр.}}} V d\tau,$$

где ψ – коэффициент, учитывающий отличие натуральных условий работы ТЗП от экспериментальных и погрешности экспериментального определения $H_{\text{эф}}$ материала.

На основе вышеизложенного были получены следующие данные: унос асботекстолита 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.

5.2. Моделирование картины обтекания аппарата при спуске в атмосфере Венеры

При спуске в атмосфере на участке аэродинамического торможения посадочный аппарат подвергается газодинамическому и тепловому воздействию, поэтому при проектировании ПА необходимо проводить предварительный расчетно-теоретический анализ полей течения вокруг аппарата для получения общей картины обтекания аппарата.

Определение параметров газа за ударной волной и в зоне отрывных течений газа, которая наблюдается в донной области ПА, является нетривиальной задачей. Эти процессы связаны с существенной перестройкой первоначального невозмущенного течения, которая сопровождается значительными изменениями теплового режима и аэродинамических характеристик вблизи поверхности ПА.

Для решения указанной задачи использовался вычислительный комплекс FloEFD, в котором численное моделирование течения осуществляется путём решения системы осредненных по Фавру трехмерных уравнений Навье – Стокса и уравнения переноса энергии, дополненной моделями термодинамических и теплофизических свойств термически идеального, калорически совершенного газа и $k-\epsilon$ моделью турбулентности и в котором было проведено моделирование обтекания ПА потоком при $M > 5$.

В качестве исходных данных для расчета была взята наиболее нагруженная точка в процессе первого погружения аппарата, которой соответствуют следующие данные, сформированные на основе проведенных выше аэродинамического и баллистического анализа, а также данных об атмосфере Венеры:

$H=77$ км – высота;

$V=7500$ м/с – скорость потока;

$a=229,8$ м/с – скорость звука;

$M=32.5$ – число Маха;

$\rho=0,02663$ кг/м³ – плотность среды;

$p=890$ Па – давление среды;

$T=209$ К – температура среды;

$\alpha=18^\circ$ – угол атаки.

Перед началом моделирования в FLoEFD необходимо задать расчетную область и сгенерировать конечно-элементную сетку, как показано на рисунке 5.6: более мелкая сетка непосредственно у поверхности аппарата и в окрестности критической точки.

Кроме моделирования обтекания аппарата класса «несущий корпус» для сравнения было проведено моделирование обтекания для баллистического аппарата типа «Вега», имеющего сферическую форму, и аппарата типа «Экзомарс», предполагаемого в рамках

миссии «Венера-Д». В качестве исходных данных бралась та же скорость $V=7500$ м/с, однако при этом параметры атмосферы брались для $H=86$ км: $\rho=0,0031$ кг/м³ – плотность среды; $p=105$ Па – давление среды; $T=178$ К – температура среды. Спуск для баллистического аппарата осуществляется с нулевым углом атаки.

Результаты моделирования картины обтекания ПА при спуске в атмосфере Венеры приведены на рисунках 5.7-5.11.

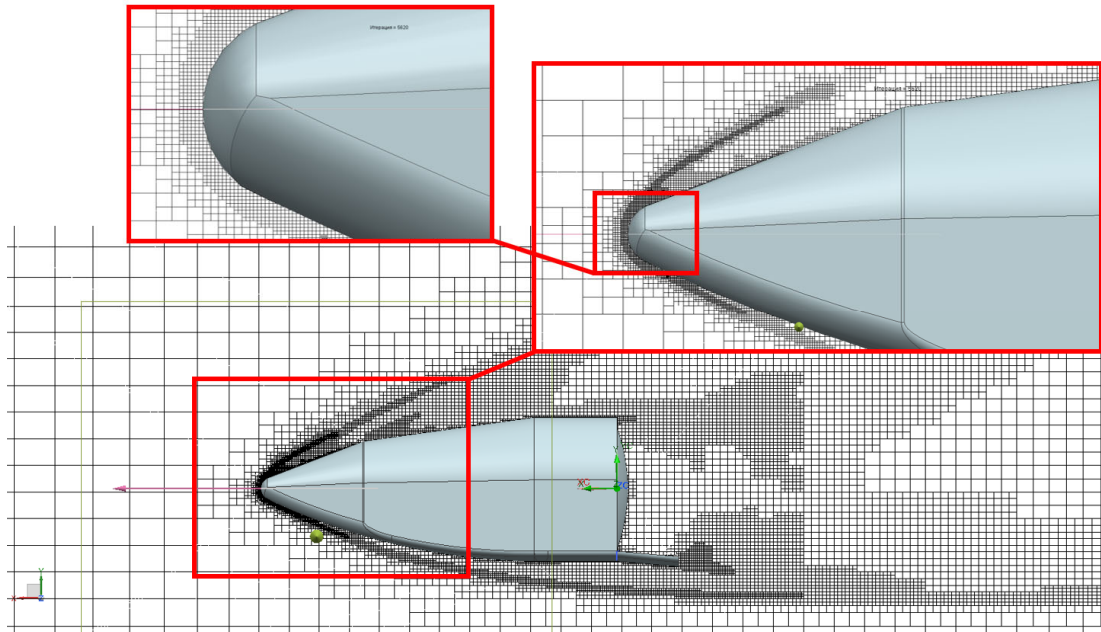
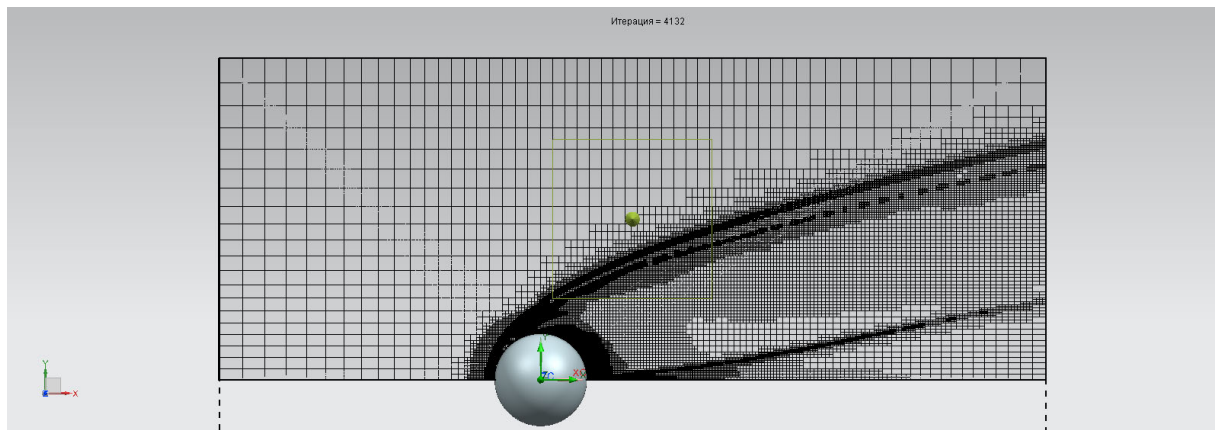
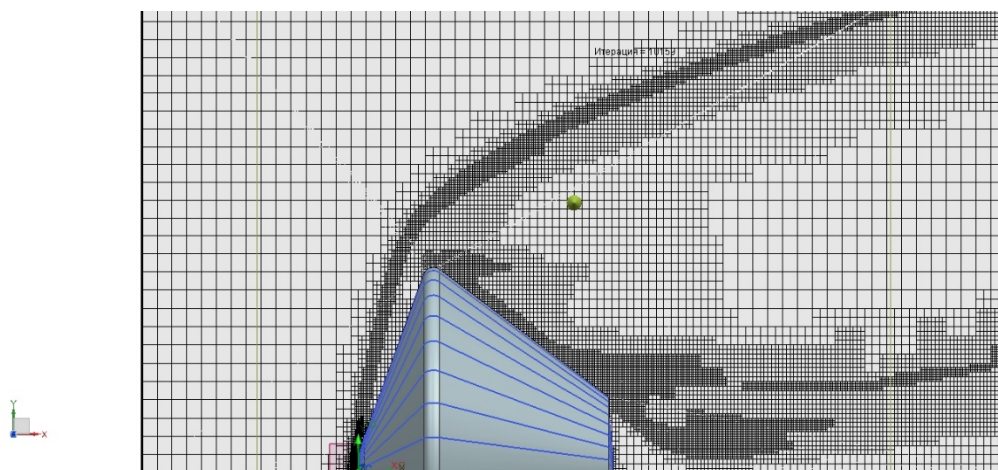
*a**б**в*

Рисунок 5.6 – Конечно-элементная сетка расчетной области обтекания аппарата: Распределение скорости: *a* – для аппарата класса «несущий корпус», *б* – для баллистического аппарата типа «Вега», *в* – для баллистического аппарата типа «Экзомарс», предполагаемого в рамках миссии «Венера-Д»

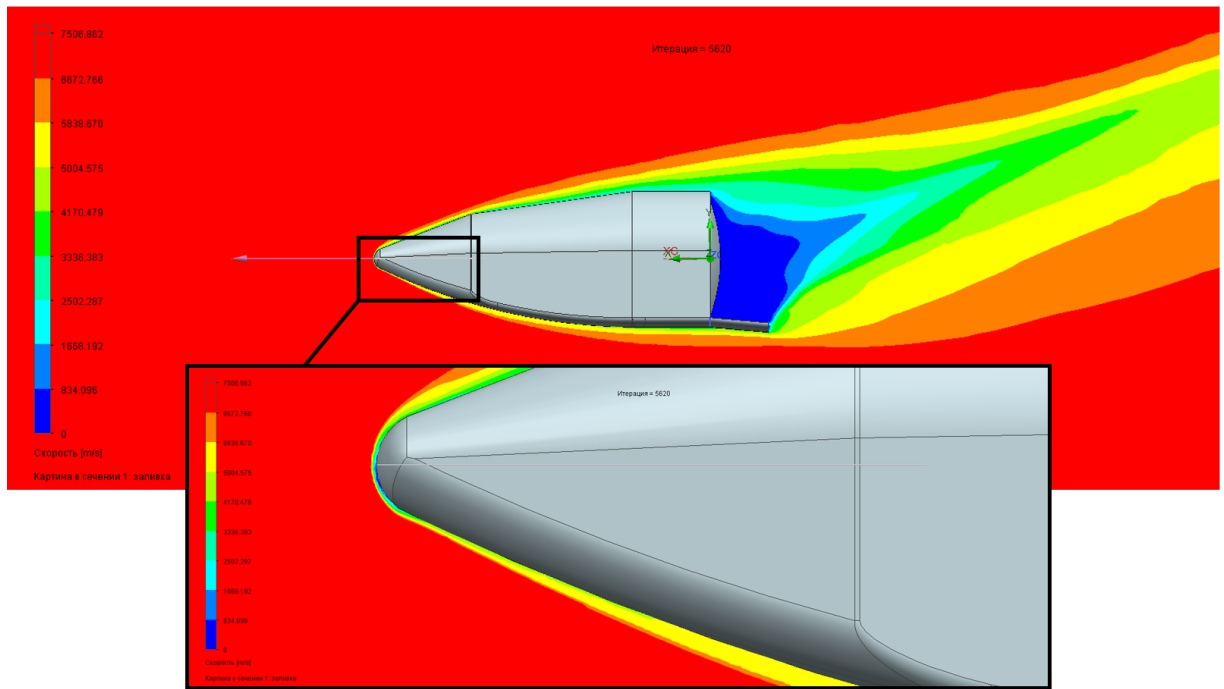
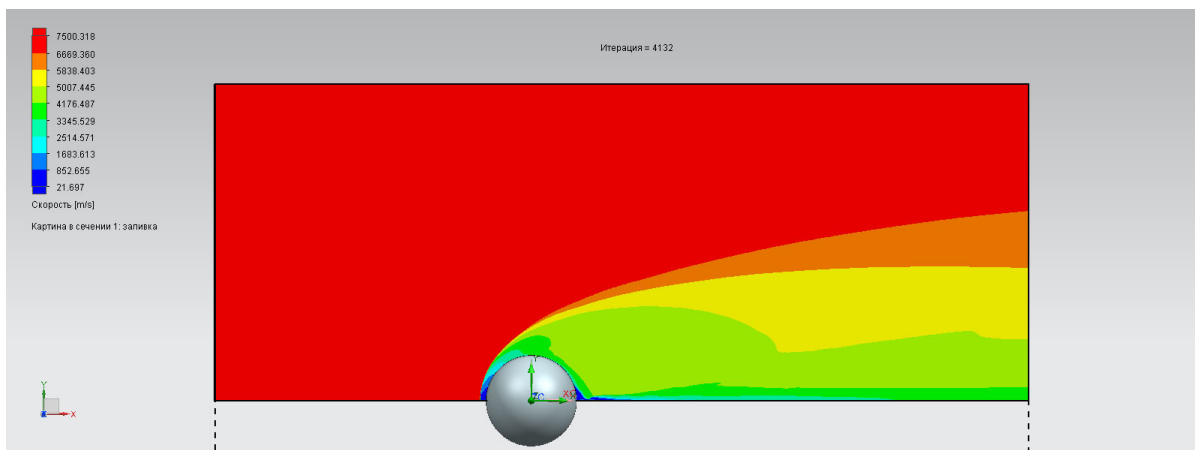
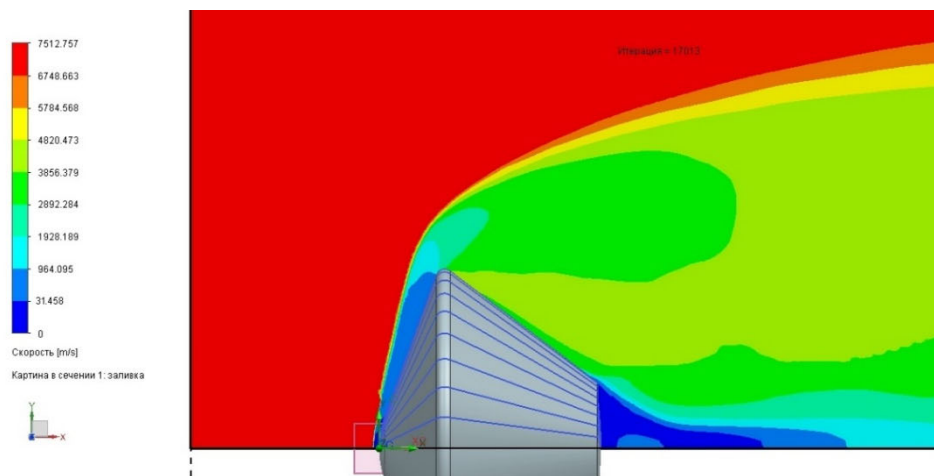
*a**б**в*

Рисунок 5.7 – Распределение скорости:
a – для аппарата класса «несущий корпус», *б* – для баллистического аппарата типа «Вега», *в* – для баллистического аппарата типа «Экзомарс», предполагаемого в рамках миссии «Венера-Д»

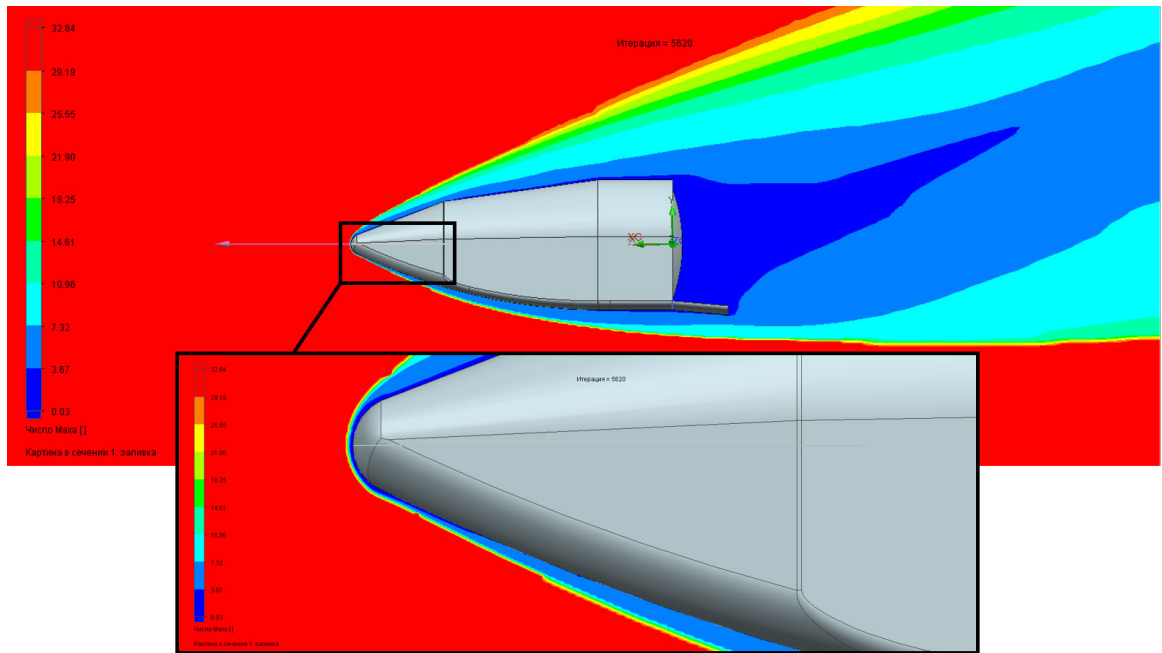
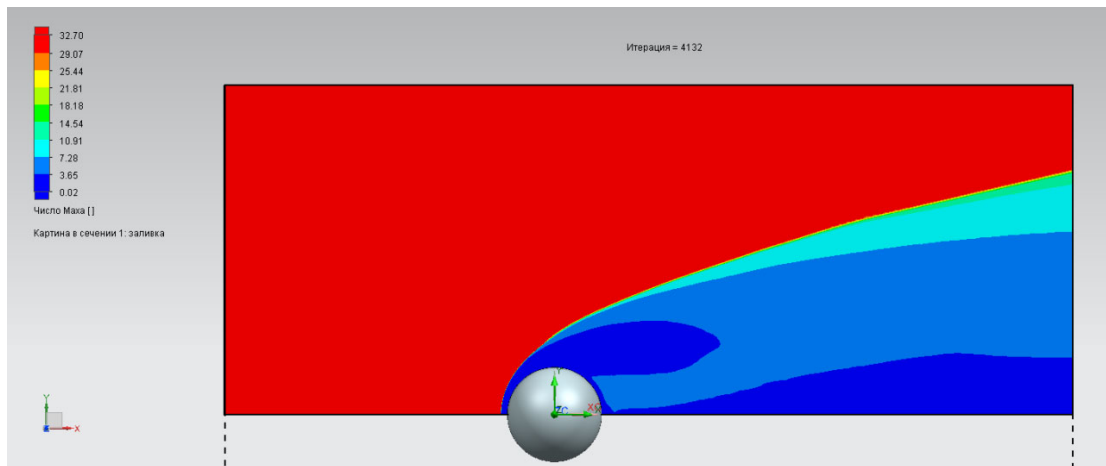
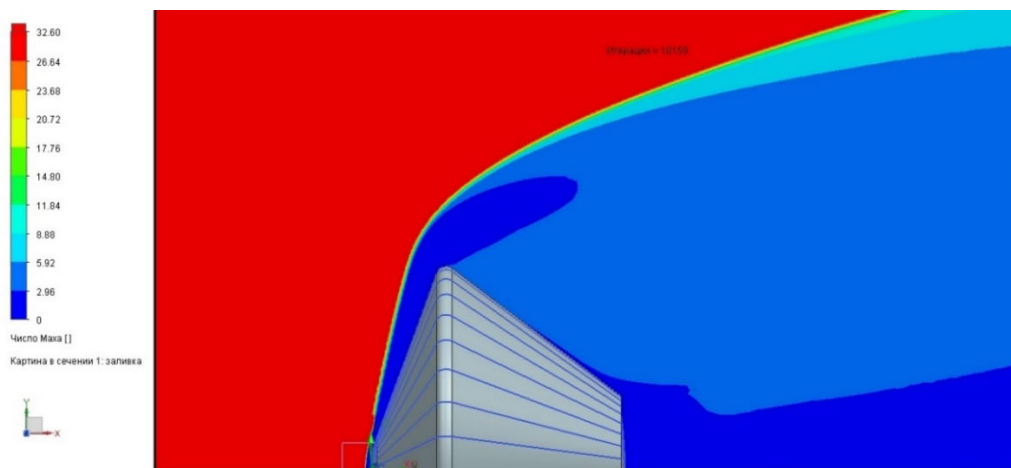
*a**б**в*

Рисунок 5.8 – Распределение числа Маха
a – для аппарата класса «несущий корпус», *б* – для баллистического аппарата типа «Вега»,
в – для баллистического аппарата типа «Экзомарс», предполагаемого в рамках миссии «Венера-Д»

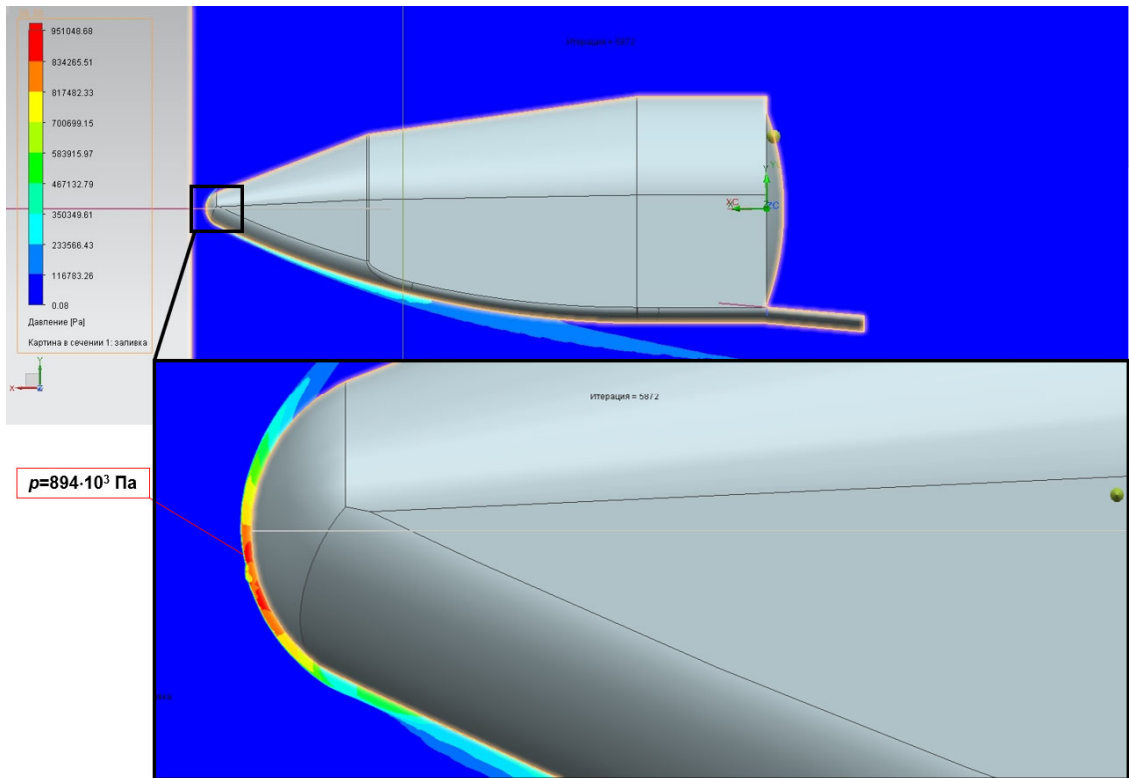
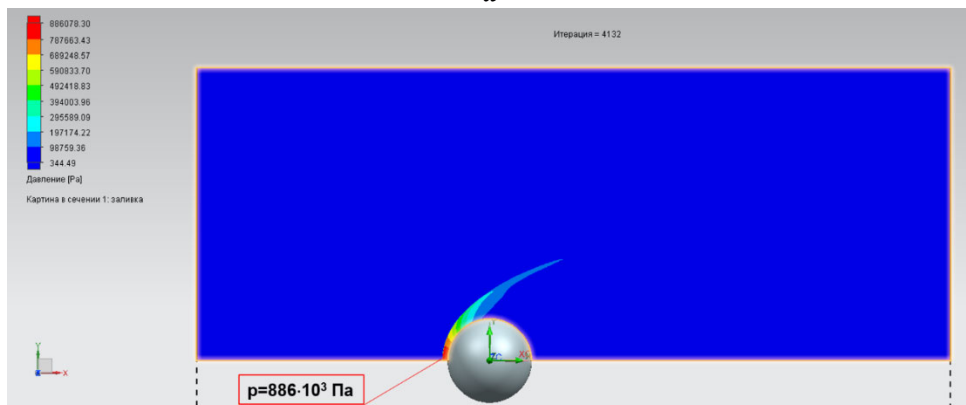
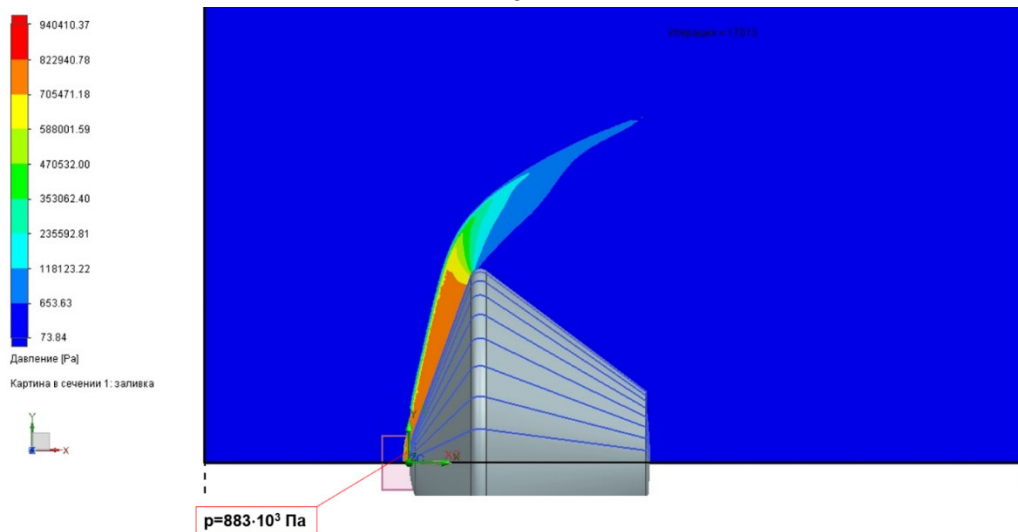
*a**б**в*

Рисунок 5.9 – Распределение давления
a – для аппарата класса «несущий корпус», *б* – для баллистического аппарата типа «Вега», *в* – для баллистического аппарата типа «Экзомарс», предполагаемого в рамках миссии «Венера-Д»

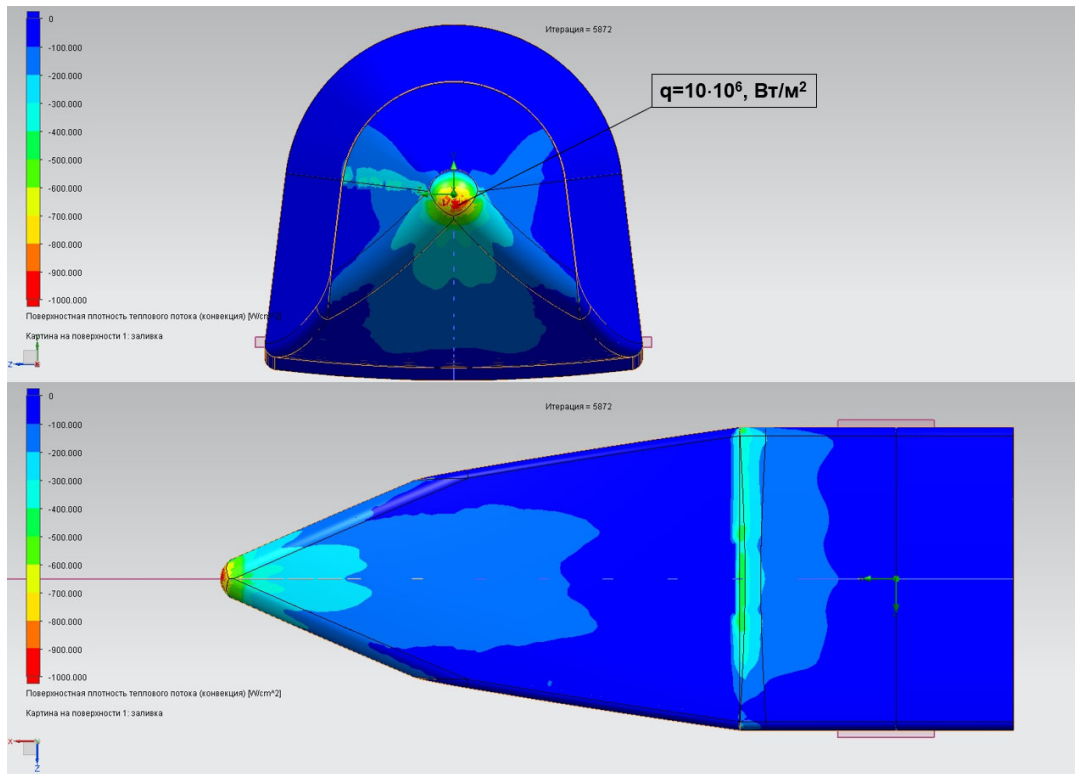
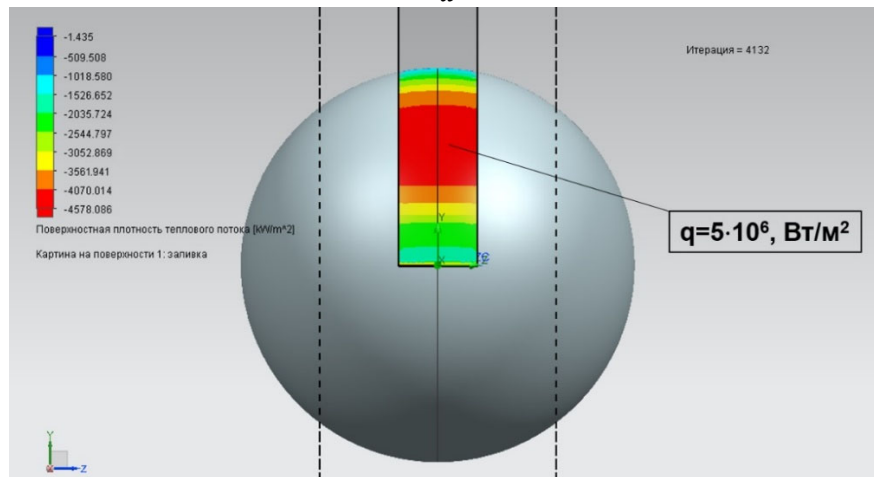
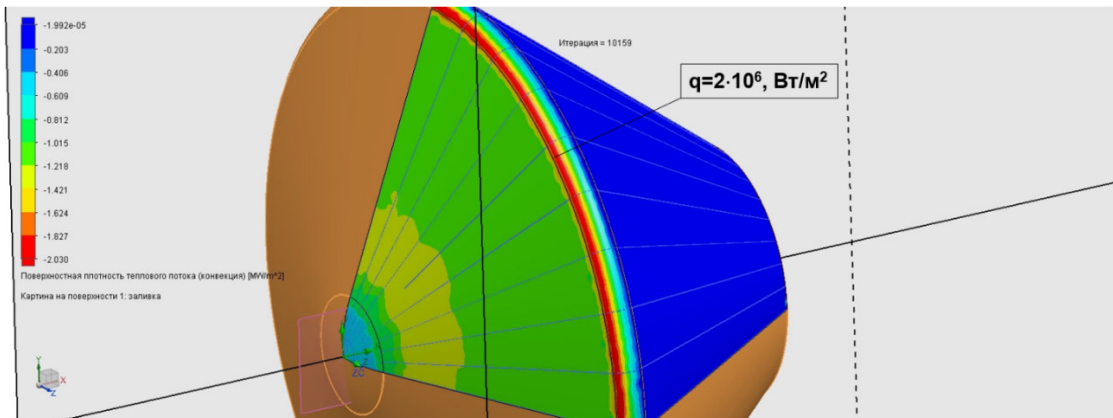
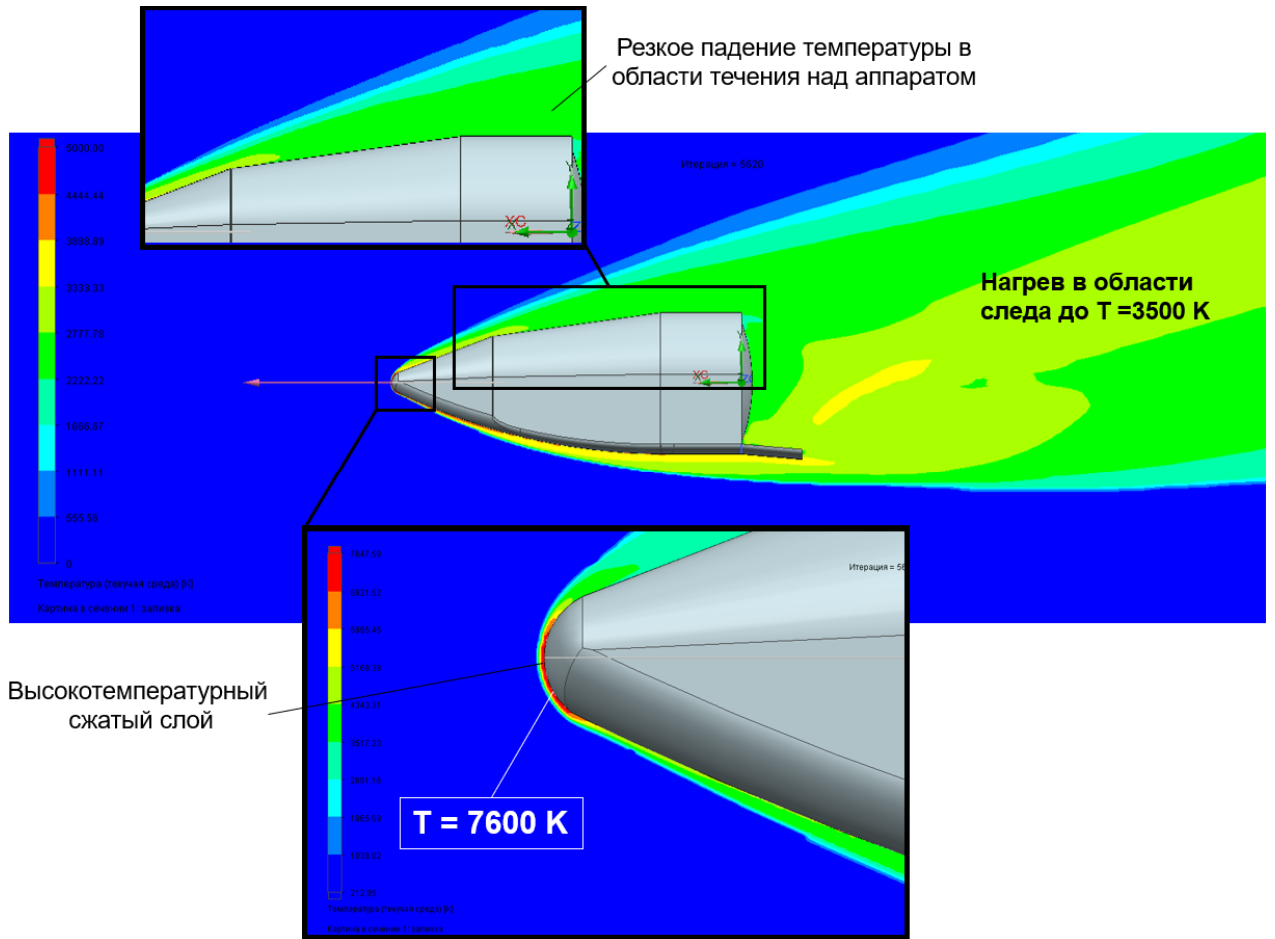
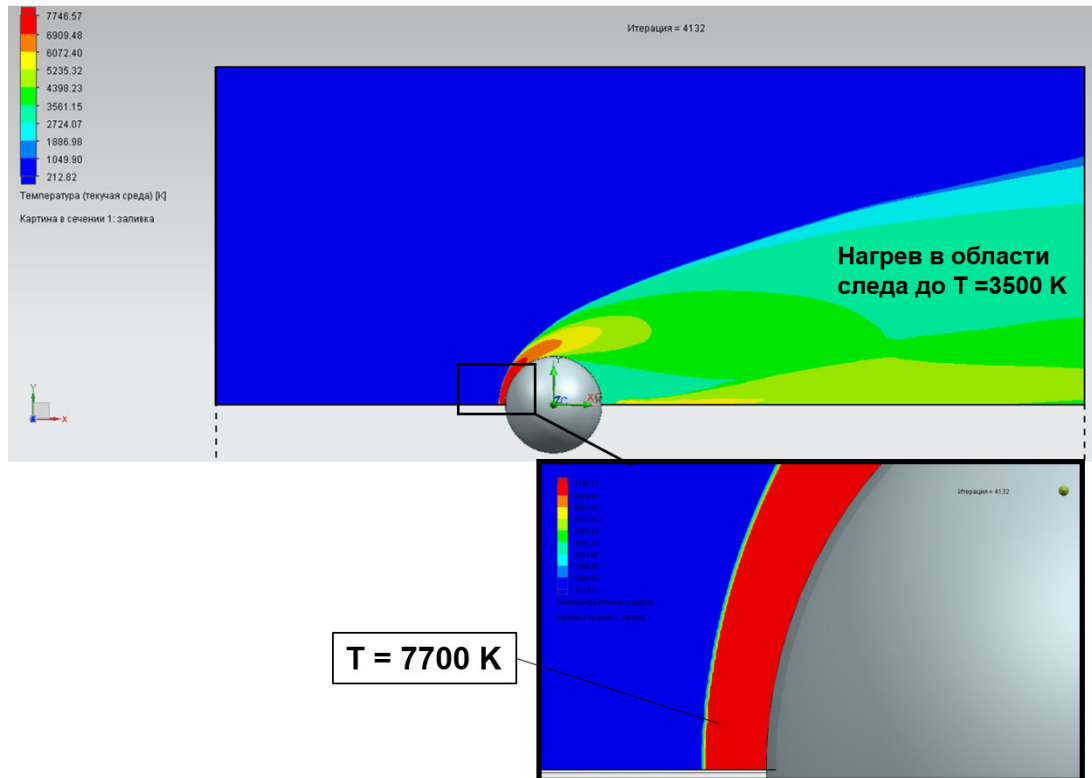
*a**б**в*

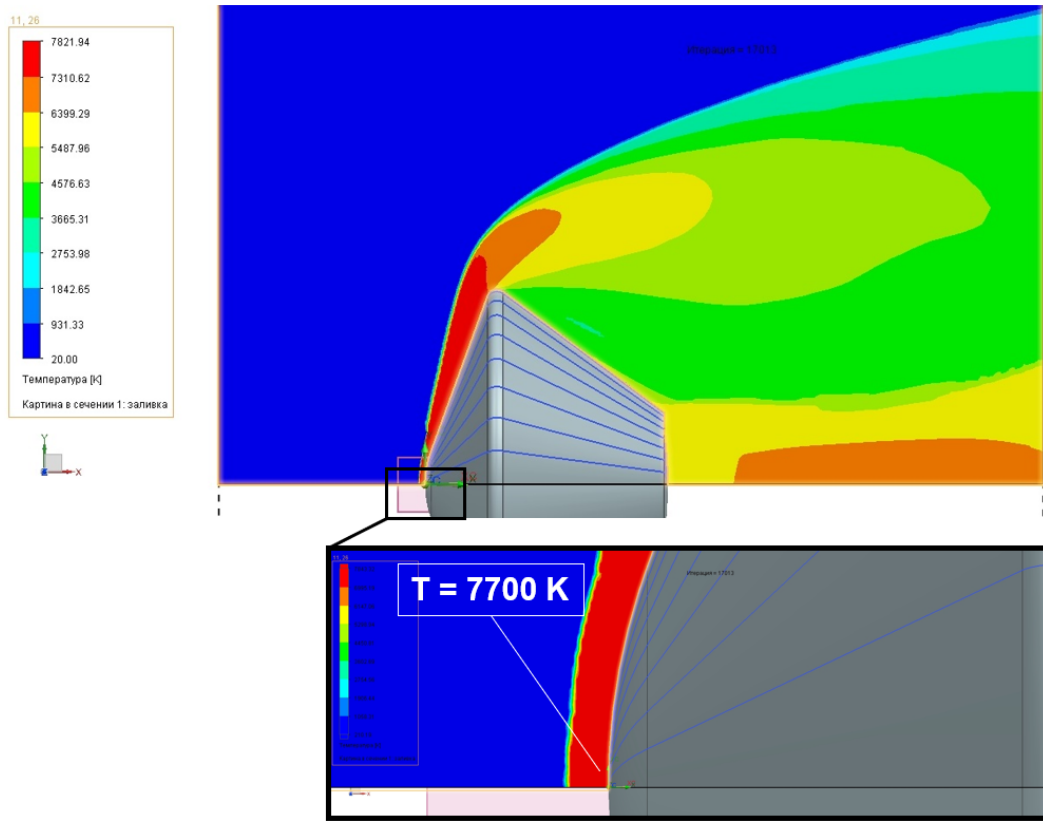
Рисунок 5.10 – Распределение поверхностной плотности теплового потока *a* – для аппарата класса «несущий корпус», *б* – для баллистического аппарата типа «Вега», *в* – для баллистического аппарата типа «Экзомарс», предполагаемого в рамках миссии «Венера-Д»



a



б



б

Рисунок 5.11 – Распределение температуры
а – для аппарата класса «несущий корпус», *б* – для баллистического аппарата типа «Вега», *в* – для баллистического аппарата типа «Экзомарс», предполагаемого в рамках миссии «Венера-Д»

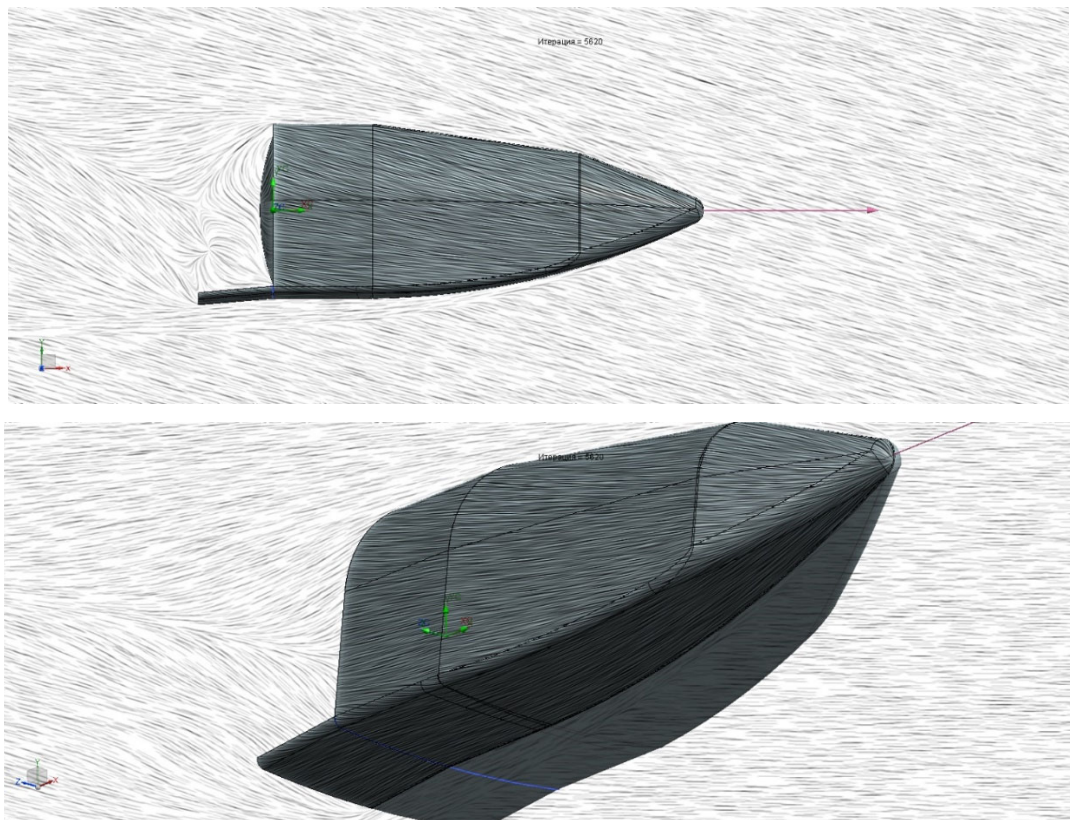


Рисунок 5.12 – Распределение линий тока для аппарата класса «несущий корпус»

Проведя анализ полученной картины обтекания аппарата класса «несущий корпус», заметим, что вблизи лобовой поверхности формируется скачок уплотнения и пограничный слой.

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. На рисунке 5.12 видны замкнутые линии тока, которые свидетельствуют о движении нагретого в сжатом слое газа навстречу движению ПА.

На рисунке 5.11 в окрестности критической точки у лобовой поверхности ПА показано образование высокотемпературного сжатого слоя, поступательная температура в котором превышает 7600 К. 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.

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.

5.3. Расчет аэродинамических характеристик ПА с учетом уноса ТЗП

Расчет уноса асботекстолита был проведен в пункте 5.1.3, согласно которому радиус сферического затупления носовой части аппарата изменится с $R=92$ мм до $R=150$ мм (см. рисунок 5.13), потеря массы при этом составляет не более 1.5 кг.

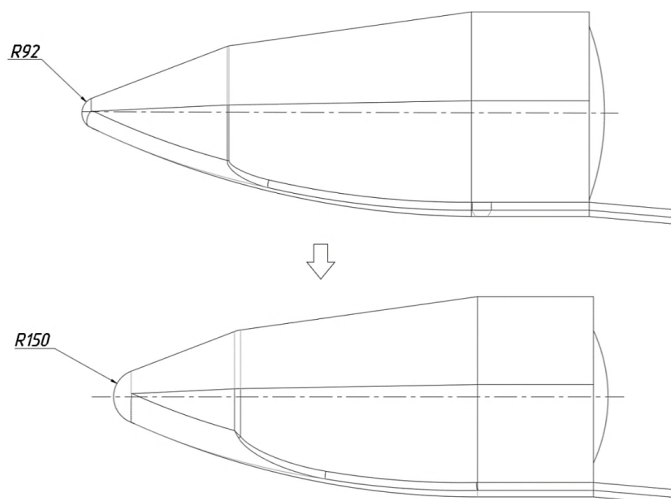


Рисунок 5.13 – Изменение формы посадочного аппарата с учетом уноса ТЗП

Сублимация внешнего слоя ТЗП может привести к изменению аэродинамических характеристик. Оценим, насколько при прогреве и уносе внешнего слоя ТЗП аппарата в процессе спуска изменятся аэродинамические характеристики.

Результаты расчета аэродинамических характеристик численным методом по теории обтекания Ньютона (рассмотрено в главе 2), приведены на рисунке 5.14.

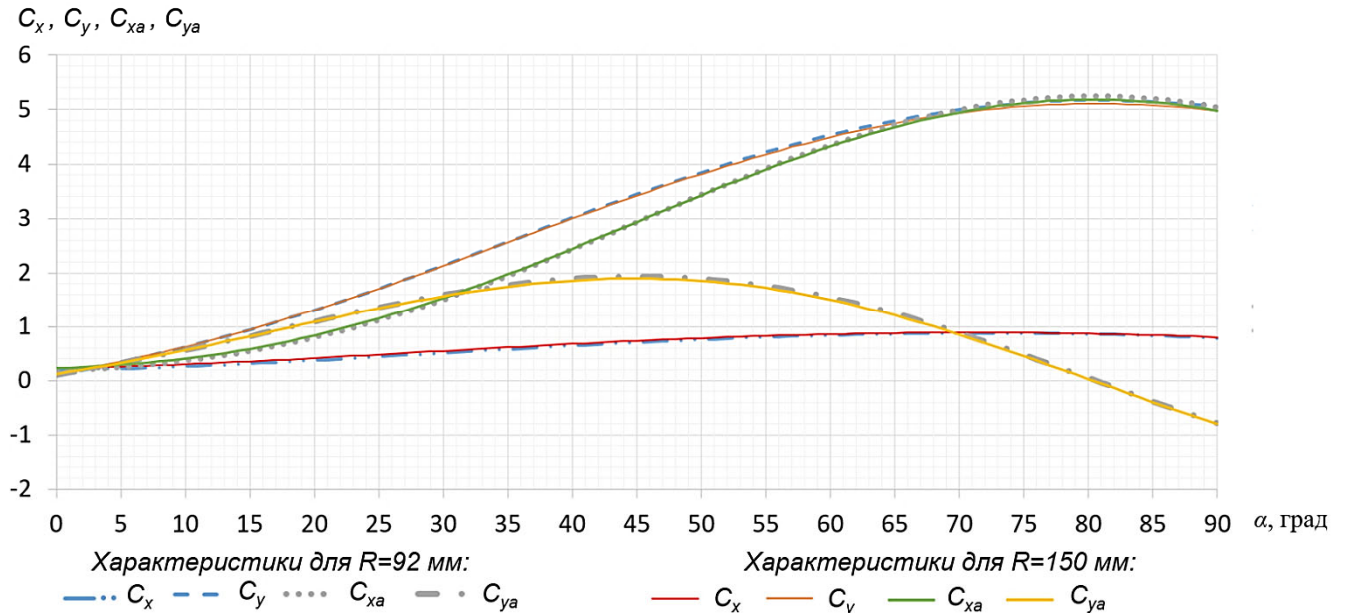


Рисунок 5.14 – Зависимости аэродинамических характеристик от угла атаки в связанной C_x , C_y и скоростной C_{xa} , C_{ya} системах координат для аппарата класса «несущий корпус» с радиусом носового затупления $R=92$ мм и $R=150$ мм после уноса части внешней ТЗП

Анализируя рисунок 5.14, можно прийти к выводу, что изменение аэродинамических характеристик с учетом уноса наружного слоя ТЗП незначительно и существенного влияния на характер спуска не окажет.

5.4 Выводы к главе 5

В данной главе рассмотрен инженерный метод определения величин удельных тепловых потоков и температур поверхности посадочного аппарата при входе в атмосферу Венеры, который может быть использован на стадии проектных исследований. Проведено моделирование картины обтекания для ПА различных типов и получены значения, близкие к расчетным теоретическим, что говорит о возможности применения данных теоретических выражений для оценки теплового нагружения ПА в первом приближении.

Полученные данные могут быть использованы для определения теплозащитных материалов, рациональных для использования в системе теплозащиты аппарата при заданном тепловом нагружении, и силовой конструкции аппарата, а также их взаимной увязки.

Кроме того, была проведена оценка величины уноса теплозащитного покрытия с наиболее нагруженной части аппарата – носового затупления, и показано, что с учетом прогрева и уноса ТЗП с носовой части аппарата аэродинамические характеристики изменяются незначительно, что свидетельствует о том, что унос слоя ТЗП с носовой части аппарата на характер спуска существенного влияния не окажет.

Глава 6. Проектные предложения по внешнему облику и конструктивно-компоновочная схема разрабатываемого посадочного аппарата

В данной главе рассматриваются внешний облик ПА, определение его массовых и объемных характеристик на основе статистических данных по различным типам аппаратов-аналогов, а также с помощью полученных на основе статистического анализа аналитических зависимостей [34], конструктивно-компоновочная схема ПА.

При проектировании используется системный подход, проектируемый ПА рассматривается как большая, сложная техническая система. Сложность определяется взаимодействием ПА и среды (физической и технической).

Среди проектных параметров разрабатываемого ПА на первом месте традиционно рассматриваются габаритно-массовые характеристики, аэродинамическая форма, проектно-компоновочные параметры и облик системы теплозащиты. И именно этим вопросам в процессе проектирования и в настоящей работе уделяется наибольшее внимание.

Проектирование бортовых систем и комплексов их систем на начальной стадии разработки аппарата рассматривается в разрезе решения вышеупомянутой задачи фрагментарно, в плане определения габаритно-массовых характеристик бортовых систем и комплексов систем.

На начальном этапе проектирования широко используются статистические зависимости по массовым характеристикам известных проектов космических аппаратов, по их системам, конструкции и теплозащите.

В дальнейшем эти характеристики уточняются по мере проработки компоновочной схемы, проведения прочностных расчётов, а также аэробаллистических и тепловых расчётов. Уточняются также массовые характеристики отдельных систем и агрегатов, комплекса научной аппаратуры.

6.1 Внешний облик разрабатываемого посадочного аппарата

Разрабатываемый ПА предназначен для сохранения посадочного модуля с научной аппаратурой на межпланетном перелете, при входе в атмосферу Венеры и в процессе аэродинамического торможения в атмосфере планеты. Указанный ПА может быть также использован и для спуска в атмосфере других небесных тел. ПА содержит несущий теплоизолированный корпус с затупленной носовой частью, донный экран, посадочный модуль с полезной нагрузкой внутри него, газодинамические средства управления полетом на атмосферном участке траектории. Корпус выполнен в виде соединенных верхней и нижней, обращенной к потоку, частей корпуса с донным экраном и снабжен кормовым щитком. Нижняя часть корпуса и кормовой щиток выполнены в виде элементов сферического и цилиндрического

сегментов, сопряженных с затупленной носовой частью аппарата. Донный экран также выполнен сферическим, а щиток установлен шарнирно. Причем щиток имеет фиксированное положение, обеспечивающее балансировку аппарата на нужный угол атаки (см. раздел 2.3).

С учетом опыта проектирования аппаратов класса «несущий корпус» в работе предлагается рассмотреть аппарат данного класса, обеспечивающий наибольший боковой маневр при максимальной плотности компоновки [45], его геометрическая форма представлена на рисунке 6.1. На рисунке 6.2 показаны теоретические обводы такой формы с кормовым щитком (см. раздел 3.3), а на рисунке 6.3 – теоретический чертеж аппарата класса «несущий корпус» с кормовым щитком и диаметром $D = 1.1$ м, выбранным исходя из габаритов научной аппаратуры и максимального использования всего внутреннего объема ПА, т.е. с максимальной плотностью заполнения внутреннего объема.

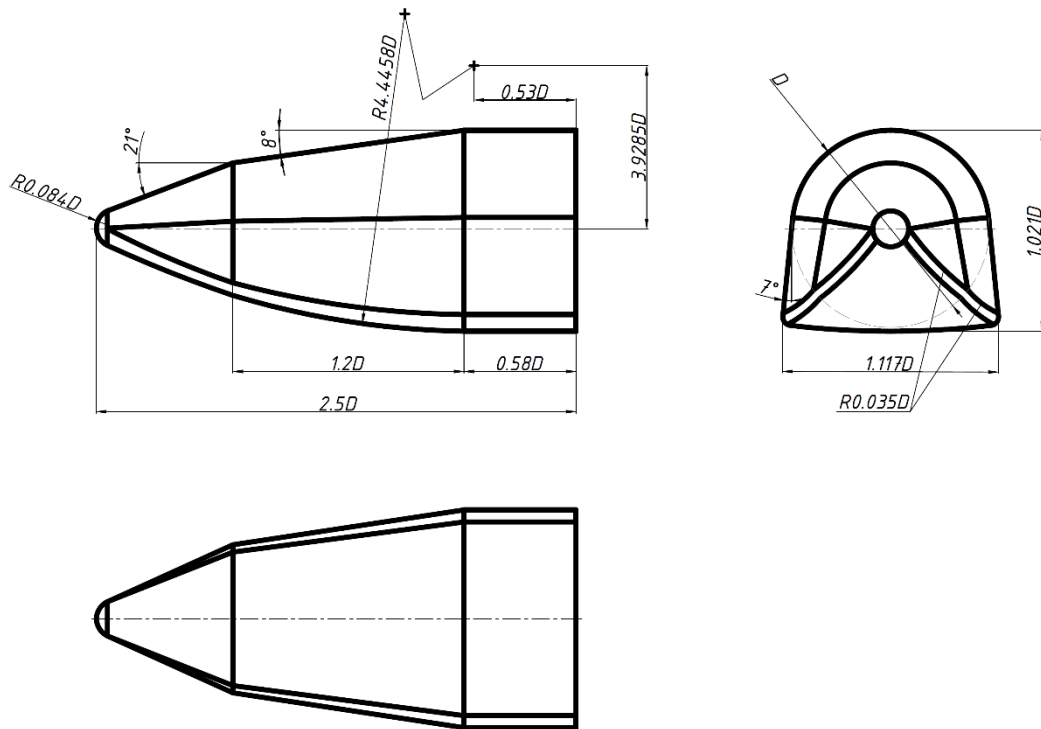


Рисунок 6.1 – Теоретические обводы аппарата класса «несущий корпус»

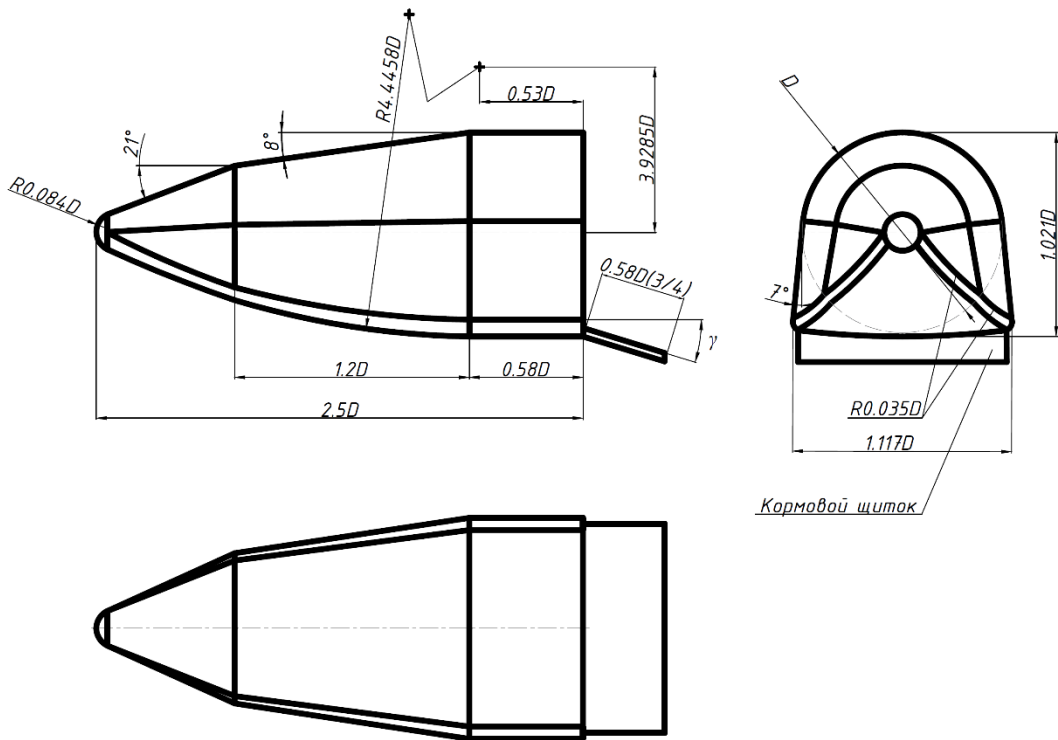


Рисунок 6.2 – Теоретические обводы аппарата класса «несущий корпус» с кормовым щитком

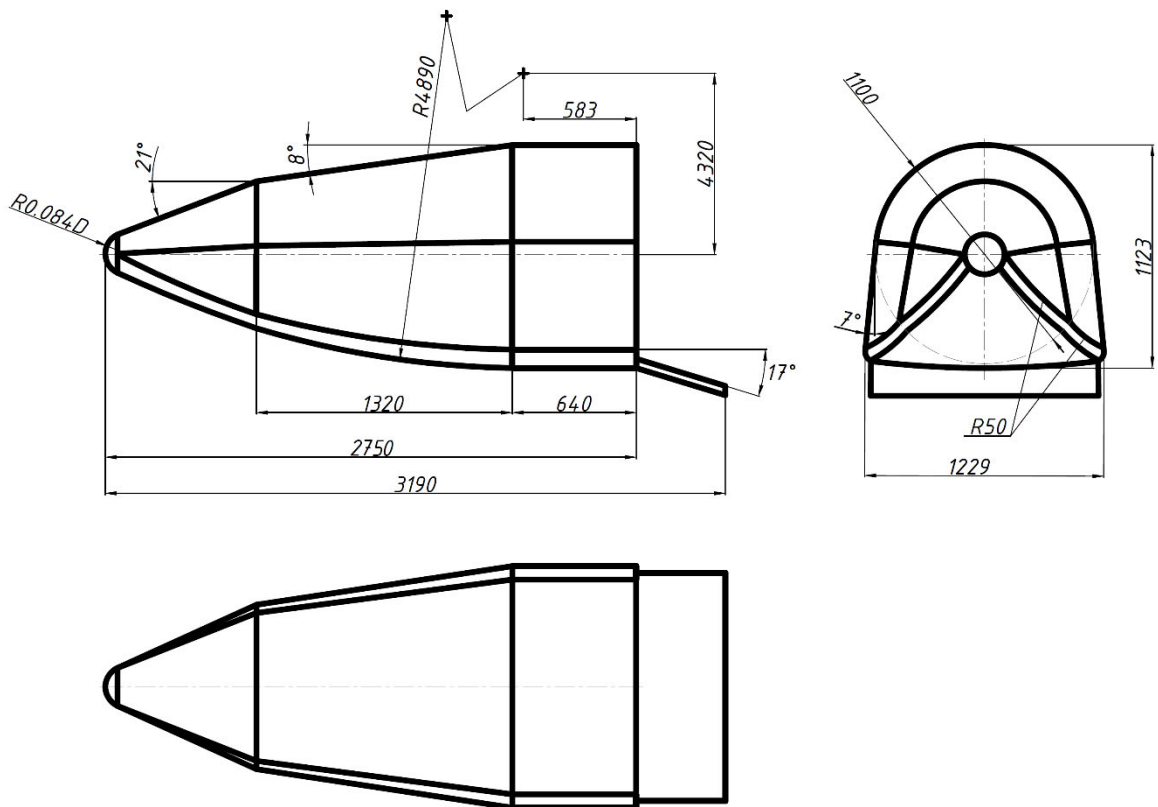


Рисунок 6.3 – Теоретический чертеж аппарата класса «несущий корпус» с кормовым щитком и $D = 1.1\text{м}$

6.2 Массо-объемные характеристики разрабатываемого посадочного аппарата

В данном разделе применены приближенные методы, которые используются на начальном этапе проектирования ПА и позволяют при необходимости варьировать меняющиеся в процессе проектирования исходные данные.

Определение массовых и объемных характеристик ПА проведено на основе статистических данных по различным типам аппаратов-аналогов, а также с помощью полученных на основе статистического анализа аналитических зависимостей. В качестве первого приближения для некоторого класса традиционных аэродинамических схем можно использовать эмпирические зависимости, полученные на основе статистического анализа объемно-массовых характеристик спускаемых аппаратов базовой формы СА «Союз».

Для вычисления масс и объёмов систем и агрегатов используются, в основном, зависимости от характерного размера ПА, например, диаметра D (м) или длины L (м), аппарата (см. рисунок 6.4) и некоторых параметров (критериев), таких, как скорость входа в атмосферу и аэродинамическое качество.

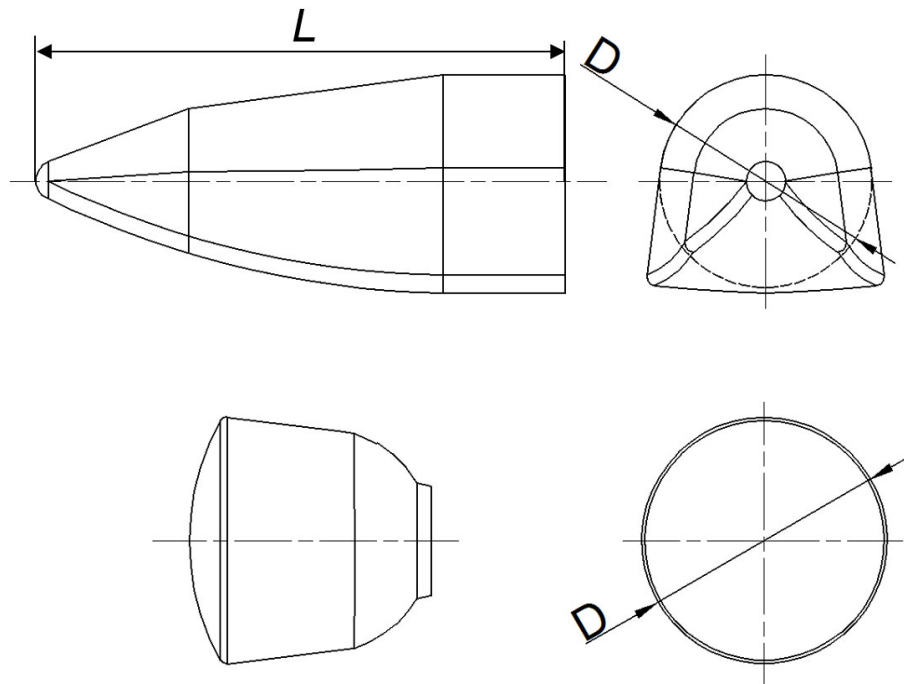


Рисунок 6.4 – Характерные размеры для ПА класса «несущий корпус» и СА класса «Союз»

Указанные зависимости позволяют проводить массовый анализ посадочных аппаратов в достаточно широком диапазоне габаритных размеров, где выдерживаются требования к единообразию силовой схемы и используются традиционные методы проектирования системы теплозащиты.

Параметрические исследования и массовый анализ в случае большого количества массовых и габаритных параметров целесообразно проводить с помощью метода распределения систем и конструктивных агрегатов (включая конструктивные элементы и теплозащиту) по характерным функциональным группам, зависящим от основных проектных параметров аппаратов [7], [52].

Данная методология, разработанная применительно к транспортному космическому кораблю класса «Союз», обладает достаточной эффективностью и точностью, апробирована при проведении проектных разработок ряда перспективных космических изделий.

При создании методологии использованы статистические данные по массовым и габаритным характеристикам российских космических аппаратов класса «Союз», а также ряда зарубежных проектов («Аполлон», «Джеминай», «Меркурий» и т.д.)

Все системы и агрегаты ПА можно принципиально разделить на пять функциональных групп:

- 1) полезный груз (ПГ);
- 2) система электроснабжения (СЭС) и бортовая кабельная сеть (БКС);
- 3) системы, не зависящие от массогабаритных характеристик ПА и автономности аппарата: антенно-фидерная система (АФС), система управления движением (СУД), система управления бортовым комплексом (СУБК), радиоэлектронная аппаратура (РЭА);
- 4) системы, зависящие от автономности и объёмно-компоновочных характеристик аппарата: система терморегулирования (СТР);
- 5) системы, зависящие от массогабаритных и инерционных параметров ПА: силовая конструкция (К), теплозащитное покрытие (ТЗП), комплекс средств посадки (КСП), система исполнительных органов спуска (СИОС).

Используемая в данном случае индексация систем ПА принята в соответствии с практически применяемой индексацией на ряде ведущих предприятий ракетно-космической отрасли и приводимой в технической литературе [50].

Для каждой перечисленной группы определяем в первом приближении массовые и габаритные характеристики всех входящих в нее систем, которые в дальнейшем уточняются после уточнения формы аппарата и его компоновки.

Суммарные массовые $G_{ПА}$ (кг) и объёмные $V_{ПА}$ (m^3) характеристики ПА выразятся через элементы функциональных групп следующим образом:

$$G_{ПА} = G_{IФГ} + G_{IIФГ} + G_{IIIФГ} + G_{IVФГ} + G_{VФГ} + G_P + G_{БГ}, \quad (5.1)$$

$$V_{ПА} = V_{IФГ} + V_{IIФГ} + V_{IIIФГ} + V_{IVФГ} + V_{VФГ} + V_P + V_{БГ} + V_{СВ}, \quad (5.2)$$

где $G_{(I-V)ФГ}$ – масса функциональных групп, кг; G_p — резерв массы аппарата (около 5% от суммарной массы ПА), кг; $G_{БГ}$ – масса балансировочного груза (до 10% от суммарной массы ПА), кг; $V_{(I-V)ФГ}$ – объём функциональных групп, м³; V_p – резерв объёма аппарата, м³; $V_{БГ}$ – объём балансировочного груза, м³; $V_{св}$ – свободный объём аппарата, м³.

Рассмотрим более подробно каждую из указанных выше функциональных групп.

Первая функциональная группа. К первой группе относят такой составной элемент как полезный груз (ПГ), данные о котором устанавливаются на этапе формирования технического задания: задается суммарная масса $G_{ПГ}$ (кг) и его предельные габариты, определяющие во многом габаритные параметры отсека с ПГ и, соответственно, габариты ПА в целом, а, следовательно, и его массу.

Габаритно-массовые характеристики составляющих элементов первой функциональной группы $G_{IФГ}$ (кг) и $V_{IФГ}$ (м³) можно выразить следующим образом:

$$G_{IФГ} = G_{ПГ}, \quad (5.3)$$

$$V_{IФГ} = V_{ПГ} = (G_{ПГ} / \gamma_{ПГ}) K_{ПГ} + V_{св}, \quad (5.4)$$

где $G_{ПГ}$ – масса полезного груза, кг; $V_{ПГ}$ – объём полезного груза, м³; $\gamma_{ПГ}$ – удельная плотность полезного груза, кг/м³; $K_{ПГ}$ – коэффициент плотности компоновки полезного груза в гермоконтейнере; $V_{св}$ – свободный объём, оставшийся в гермоконтейнере с приборами, определяющий плотность заполнения внутреннего объёма приборами.

Вторая функциональная группа. Ко второй группе относят систему электроснабжения (СЭС), массовые и объёмно-габаритные характеристики которой определяются величиной электропотребления его служебных систем (постоянных и пиковых нагрузок на СЭС, причем пиковые токовые нагрузки на СЭС определяются, в основном, работой пиротехнических систем на этапе обеспечения спуска и посадки) и научной аппаратуры, а также типом аккумулирующих и генерирующих электроэнергию элементов системы, и бортовую кабельную сеть (БКС), существенно зависящую от характеристик токопотребляющей аппаратуры и ряда компоновочных факторов.

Соответственно, массу второй функциональной группы $G_{IIФГ}$ (кг) можно представить следующим образом:

$$G_{IIФГ} = G_{СЭС} + G_{БКС}, \quad (5.5)$$

где $G_{СЭС}$ — масса системы электроснабжения, кг; $G_{БКС}$ — масса бортовой кабельной сети, кг.

Для проведения общих оценок массовых характеристик СЭС на начальном этапе проектирования можно воспользоваться статистическими соотношениями, полученными для аппаратов класса «Союз», оборудованных серебряно-цинковыми герметичными аккумуляторными батареями [51]. Замена серебряно-цинковых батарей на более ёмкие литиевые источники тока не приводит к существенному выигрышу в массе функциональной группы.

Тогда масса системы электроснабжения $G_{СЭС}$ (кг) может быть выражена следующей зависимостью:

$$G_{СЭС} = K_{\ominus} \cdot E \cdot N_p = 0,45E, \quad (5.6)$$

где K_{\ominus} – коэффициент эффективности батареи (0,45 кг/А·ч - для серебряно-цинковых батарей в герметичном исполнении); E – ёмкость, А·час; $N_p \approx 1$ – степень резервирования СЭС по системам (СУД, СИОС, пиротехнические устройства и т.д.).

В зависимости от модификации, назначения, количества и состава применяемого оборудования, а также этапа проектирования общая масса БКС может достигать 12- 20% от общей сухой массы ПА на этапе аванпроекта (технического предложения), на этапе эскизного проектирования – 7-12%, при этом всегда стремятся к уменьшению массы БКС [12]. На начальном этапе проектирования обычно полагают, что масса бортовой кабельной сети $G_{БКС}$ (кг) составляет около 10-20% от сухой массы ПА с последующим уточнением на последующих этапах.

Объём второй функциональной группы $V_{ПФГ}$ (м³) можно выразить следующей зависимостью:

$$V_{ПФГ} = V_{СЭС} + V_{БКС} = (G_{СЭС} / \gamma_{СЭС})K_{СЭС} + (G_{БКС} / \gamma_{БКС})K_{БКС}, \quad (5.7)$$

где $V_{СЭС}$ – объём системы электропитания, м³; $V_{БКС}$ – объём бортовой кабельной сети, м³; $\gamma_{СЭС}$ – удельная плотность СЭС, кг/ м³; $K_{СЭС}$ – коэффициент плотности СЭС; $\gamma_{БКС}$ – удельная плотность БКС, кг/ м³; $K_{БКС}$ – коэффициент плотности бортовой кабельной сети.

Третья функциональная группа. К третьей функциональной группе относятся те системы и агрегаты, на массу и габаритные характеристики которых не оказывают влияния массовые и габаритные характеристики ПА и его автономность.

В группу входят следующие системы аппарата:

- антенно-фидерная система (АФС);
- система управления движением (СУД);
- система управления бортовым комплексом (СУБК);

- система автономной регистрации (АРГ) или «черный ящик»;
- радиоэлектронная аппаратура (РЭА).

Масса и габариты этих систем зависят, главным образом, от уровня прогресса в отрасли в целом и, в частности, на предприятиях, производящих соответствующую аппаратуру и от степени резервирования указанных систем.

Массу $G_{III\Phi\Gamma}$ (кг) и объём $V_{III\Phi\Gamma}$ (м³) третьей функциональной группы представим в виде:

$$G_{III\Phi\Gamma} = G_{СУД} + G_{СУБК} + G_{РЭА} + G_{АРГ} + G_{АФУ}, \quad (5.8)$$

$$V_{III\Phi\Gamma} = V_{СУД} + V_{СУБК} + V_{РЭА} + V_{АРГ} + V_{АФУ}. \quad (5.9)$$

Четвёртая функциональная группа. К четвёртой группе относятся системы, массовые и габаритные характеристики которых зависят от автономности и объёмно-компоновочных характеристик аппарата.

В данную группу входит система терморегулирования (СТР). Габаритно-массовые характеристики составляющих элементов четвёртой функциональной группы $G_{IV\Phi\Gamma}$ (кг) и $V_{IV\Phi\Gamma}$ (м³) выразятся следующим образом:

$$G_{IV\Phi\Gamma} = G_{СТР}, \quad (5.10)$$

$$V_{IV\Phi\Gamma} = V_{СТР} = K_{СТР} (G_{СТР} / \gamma_{СТР}) \quad (5.11)$$

Пятая функциональная группа. К пятой функциональной группе относятся системы и агрегаты, массовые и габаритные характеристики которых зависят от массовых, инерционных и габаритных параметров ПА (т.е., по сути, от формы ПА). К этим системам относятся:

- силовая конструкция (К);
- теплозащитное покрытие (ТЗП);
- комплекс средств посадки (КСП);
- система исполнительных органов спуска (СИОС);
- внутренняя теплоизоляция (ТИЗ).

Соответственно, масса $G_{V\Phi\Gamma}$ (кг) и объём $V_{V\Phi\Gamma}$ (м³) пятой функциональной группы можно представить в следующем виде:

$$G_{V\Phi\Gamma} = G_K + G_{ТЗП} + G_{СИОС} + G_{КСП} + G_{ТИЗ}, \quad (5.12)$$

$$\begin{aligned} V_{V\Phi\Gamma} &= V_K + V_{ТЗП} + V_{СИОС} + V_{КСП} + V_{ТИЗ} = \\ &= S_K \delta_K + S_{ТЗП} \delta_{ТЗП} + K_{КСП} \left(\frac{G_{КСП}}{\gamma_{КСП}} \right) + K_{СИОС} \left(\frac{G_{СИОС}}{\gamma_{СИОС}} \right) + S_{ТИЗ} \delta_{ТИЗ}, \end{aligned} \quad (5.13)$$

где S_K , $S_{ТЗП}$ – площадь поверхности силовой конструкции, теплозащиты и внутренней теплоизоляции ПА соответственно, m^2 ; δ_K , $\delta_{ТЗП}$, $\delta_{ТИЗ}$ – приведенная толщина силовой конструкции, теплозащиты и внутренней теплоизоляции соответственно, м.

На основе данного статистического анализа габаритно-массовые характеристики аппарата класса «несущий корпус» для аэродинамической формы, указанной на рисунке 6.1, представлены в таблице 6.1

Таблица 6.1

**Габаритно-массовые характеристики аппарата класса «несущий корпус»: $K_{гип}= 1.2$;
 $K_{зап}= 0.8$; $\lambda= 2.5$**

№	Наименование	Обозначение, размерность	Длина аппарата L , м					
			2,75	6	6,5	7	7,7	8,35
1	Объем аппарата	V , m^3	1,955	20,3	25,8	32,2	42,7	54,7
2	Расчетный диаметр	D , м	1,1	2,4	2,6	2,8	3,08	2,44
3	Расчетная площадь	S_P , m^2	0,95	4,522	5,307	6,154	7,447	9,29
4	Суммарная поверхность	S_{Σ} , m^2	9,22	43,87	51,43	59,71	72,25	84,96
5	Поверхность наветренной стороны	$S_{НАВ}$, m^2	2,5	11,88	13,94	16,17	17,56	23
6	Плотность аппарата	γ , t/m^3	0,54	0,315-0,32	0,263-0,29	0,233-0,27	0,196-0,25	0,165-0,25
8	Масса полезного груза	$G_{ПГ}$, кг	800	1500-1600*	1500-2150*	1500-2750*	1500-3800*	1500-4800*
9	Масса конструкции	G_K , кг	160	1518	1780	2066	2500	2940
10	Масса теплозащиты	$G_{ТЗП}$, кг	165	728	811	1016	1231	1447
11	Масса системы исполнительных органов	$G_{СИОС}$, кг	45	215	240	265	300	330
12	Масса системы электроснабжения	$G_{СЭС}$, кг	95	460	460	460	460	460
13	Масса комплекса средств посадки	$G_{КСП}$, кг	112	630	700	790	900	990
14	Масса радиоэлектронных систем, СТР и т.д.	$G_{РЭС}$, кг	73	975	975	975	975	975
15	Масса балансировочного груза	$G_{БГ}$, кг	0-50	115	125	135	150	160
16	Резерв	G , кг	100	260-360	300-900	300-1500	300-2700	300-3500
16	Суммарная масса	G_{Σ} , кг	1600	6400-6500	6800-7500	7500-8700	8400-10700	9000-12300

Для разрабатываемого ПА требуется $L=2.75$ м и $V=2$ m^3 : такие объемно-габаритные параметры являются необходимыми и достаточными для размещения всего состава научной аппаратуры, предполагаемой в рамках миссии «Венера-Д».

Уточненная массовая сводка с учетом выбранных габаритов и составных частей ПА приведена в таблице 6.2.

Таблица 6.2

**Массовая сводка разрабатываемого аппарата класса «несущий корпус»: $L=2.75$ м,
 $V=2\text{м}^3$, $K_{\text{тип}}=1.4$; $K_{\text{зап}}=0.7$; $\lambda=2.5$**

№	Обозначение	Наименование	Масса, кг
1.	ПМ:	Посадочный модуль	800
1.1	БРК, включающий: • ББ, • УМ, • АФС	Бортовой радиокомплекс: • Базовый блок • Усилитель мощности • Антенно-фидерная система	20: 4 6 10
1.2	ТСП	Термостабилизированная панель	5
1.3	КНА	Комплекс научной аппаратуры	125
1.4	БКС	Бортовая кабельная сеть	35
1.5	БУ	Блок управления посадочного модуля	1
1.6	Конструкция ПМ	Конструкция посадочного модуля	210
1.7	СОТР ПМ, включающий наружную и внутреннюю теплоизоляцию	Система обеспечения теплового режима	100
1.8	ХИТ	Химический источник тока 1500 Вт*ч	15
1.9	LLISSE	Долгоживущие научные мини-станции	30
1.10	Резерв ПМ	Резерв посадочного модуля	259
2.	Конструкция ПА	Конструкция посадочного аппарата	220
2.1	Конструкция		200
2.2	Система разделения		20
3.	СОТР ПА:	Система обеспечения теплового режима	300
3.1	ТЗП	Теплозащитное покрытие	270
3.2	ЭВТИ	Экранно-вакуумная теплоизоляция	20
4.	СИОС	Система исполнительных органов спуска	50
5.	СЭС ПА – ХИТ 9ER20P-5	Система электроснабжения – химический источник тока	5
6.	РЭА, СУД, СУБК	Радиоэлектронная аппаратура, Система управления движением, Система управления бортовым комплексом	70
7.	БКС ПА	Бортовая кабельная сеть	7
8.	БГ	Балансировочный груз	0-50
9.	Резерв		108
10.	Суммарная масса ПА		1600

При анализе массовых характеристик были учтены возможные изменения в процессе проектирования и рассмотрены варианты ПА с характерными размерами $D = 0.8$ м и $D = 1.4$ м. Сравнительные характеристики приведены в таблице ниже.

Сравнительные параметры ПА

Длина ПА, мм	Диаметр ПА, мм	Масса ПА, кг	Объем ПА, м ³	Объем ПГ, м ³	Масса ПГ, кг
2750	1100	1600	2	0,37	125
2000	800	1250	0,77	0,28	100
3500	1400	2100	4	0,48	160

Изменение массы ПА, его объема и объема ПГ представлено на рисунке 6.5.

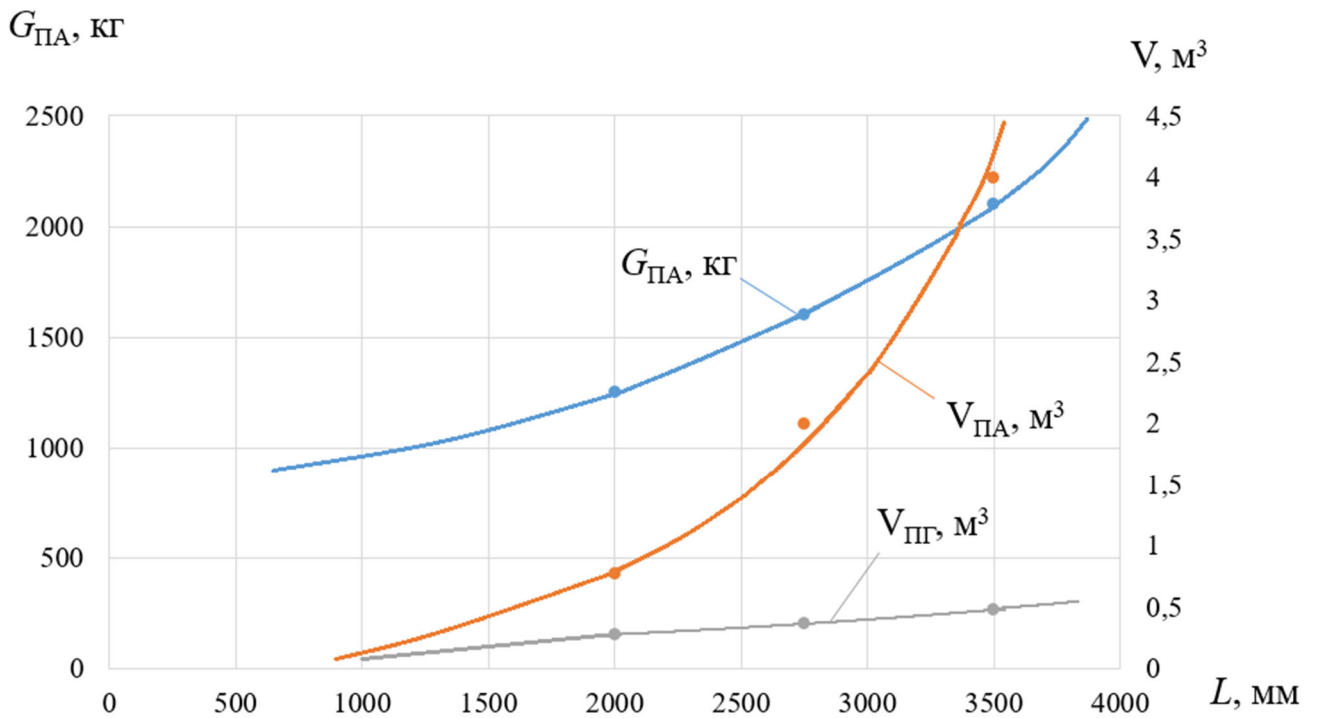


Рисунок 6.5 – Зависимость массы ПА, объема и объема ПГ от длины ПА

6.3 Конструктивно-компоновочная схема и объемно-поверхностные характеристики разрабатываемого посадочного аппарата

В качестве исходных данных устанавливаемой научной аппаратуры использовался проект миссии «Венера-Д», согласно которому предварительный состав комплекса научной аппаратуры (КНА) [91], устанавливаемого в ПМ ПА, содержит научную аппаратуру общей массой 125 кг, указанную в таблице Д.1 приложения Д.

На рисунке 6.6 представлена конструктивно-компоновочная схема ПА исходя из габаритов научной аппаратуры и максимального использования всего объема ПА, а также из условия требования обеспечения силового и теплового нагружения ПА в процессе спуска в атмосфере Венеры. Более подробная компоновочная схема ПА приведена в приложении Е.

В средней и нижней частях ПА имеются специальные усиления, к которым крепится ПМ. На донную часть ПА наносится теплозащита из сублимирующего материала (асботекстолит автоклавный – см. раздел 5.1.3).

Работа ПА по определенной программе как автономного космического объекта после отделения его от орбитального модуля обеспечивается с помощью бортовых систем. Отделение ПА от ОМ, отстрел задней крышки ПА и отделение ПМ от ПА осуществляются с помощью системы разделения, состоящей из пиропатронов, пиножей, пиротолкателей и кумулятивных зарядов. Необходимая последовательность работы систем ПА по командам обеспечивается системой электроавтоматики, блоком подрыва пиротехники и автоматикой управления ПА.

Посадочный модуль представляет собой сферический контейнер в герметичном исполнении, в котором на термостабилизированной панели (ТСП) размещены приборы научной аппаратуры, с установленной сверху антенной на термостойких профилях. Указанный герметичный приборный контейнер, работающий в условиях высоких температуры и давления, снаружи и изнутри покрыт теплоизоляционным материалом. Верхний отсек для размещения приборов КНА является негерметичным, в нем располагаются приборы, предназначенные для работы в верхних слоях атмосферы при температуре и давлении значительно меньших, чем на поверхности. При этом верхний отсек при размещении там приборов КНА и при соответствующих требованиях к ним также может иметь наружную и внутреннюю теплоизоляцию, но значительно меньшей толщины.

Научную аппаратуру ПМ функционально можно разделить на три основные группы:

- комплекс приборов, изучающих верхние слои атмосферы: логично расположить в верхнем отсеке, негерметичном,
- группа приборов, изучающих разрез атмосферы от верхних слоев до поверхности: датчики расположены снаружи, а электронные блоки внутри ПМ.

- группа инструментов, изучающих поверхность: расположены в герметичном контейнере, некоторые исполнительные органы должны иметь доступ наружу.

Посадочный модуль построен по принципу «неваляшки», т.е. центр тяжести опущен максимально вниз таким образом, что при наклоне корпус посадочного модуля приподнимается и стремится вернуть его в вертикальное положение, т.е. принять положение устойчивого равновесия. Кроме того, в конструкции ПМ предусмотрен деформируемый слой материала, предназначенный для гашения посадочной скорости (см. раздел 3.2.4 и рисунок 6.6). При этом задняя крышка ПА является составной частью ПМ и выполняет роль дополнительного демпфирования при посадке ПМ.

Основные характеристики разрабатываемого ПА представлены в таблице 6.4

Таблица 6.4

**Основные объемно-поверхностные характеристики разрабатываемого ПА класса
«несущий корпус»**

Наименование	Обозначение	Размерность	Значение	
			Аппарат без щитка	Аппарат с кормовым щитком
Диаметр	D	м	1.100	1.100
Длина	L	м	2.750	3.190
Удлинение	$\lambda=L/D$		2.5	2.9
Аэродинамическое качество	K		1.4	1.4
Балансировочный угол атаки (при указанном K)	α_b	град.	18	18
Суммарная площадь поверхности	S_{Σ}	м ²	9.5	10.8
Центр тяжести поверхности	X_T^S	м	1.794	1.832
Суммарный объем	V_{Σ}	м ³	2	2
Центр тяжести объема	X_T^V	м	1.801	1.840
Коэффициент заполнения	$K_{\text{зап}}$		0.7	0.7
Координата Ц.М. ПА по оси X	$X_{\text{цм}}$	м	1.803	1844
Координата Ц.М. ПА по оси Y	$Y_{\text{цм}}$	м	-0.062	-0.071
Координата Ц.Д. ПА по оси X	$X_{\text{цд}}$	м	1.669	1.967
Координата Ц.Д. ПА по оси Y	$Y_{\text{цд}}$	м	1.051	0.332

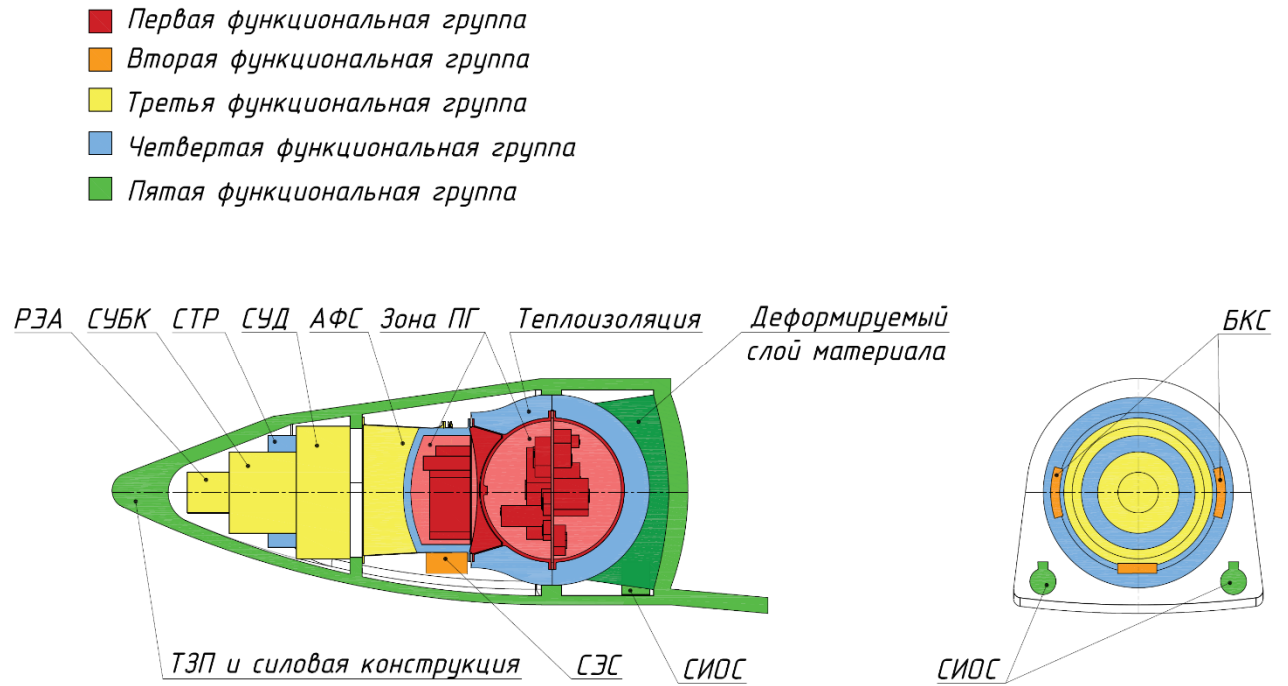


Рисунок 6.6 – Конструктивно-компоновочная схема разрабатываемого ПА класса «несущий корпус»

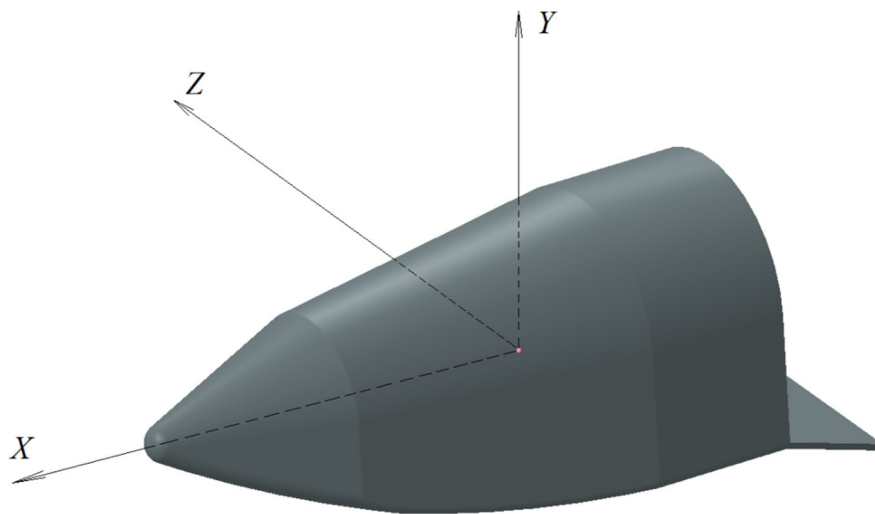


Рисунок 6.7 – Система координат с центром в центре масс для ПА класса «несущий корпус»

Моменты инерции ПА относительно центра масс (систему координат см. на рисунке 6.7):

$$I_x = 244.5 \text{ кг}\cdot\text{м}^2;$$

$$I_y = 802 \text{ кг}\cdot\text{м}^2;$$

$$I_z = 798 \text{ кг}\cdot\text{м}^2.$$

Предельно допустимая скорость движения корабля относительно центра масс, при которых инерционный блок сохраняет работоспособность, составляет $15^\circ/\text{сек}$. Изменение угловой скорости за один импульс – $0,6^\circ/\text{сек}$. Учтём, что продолжительность одного импульса $\approx 0,5$ сек, тогда угловое ускорение $\varepsilon = 0,6/0,5 = 1,2^\circ/\text{сек}^2$ ($\varepsilon = 1,2\pi/180 = 0,021$ рад/сек 2).

СИОС ПА представляет собой набор газореактивных микродвигателей, в качестве рабочего тела в которых предлагается использовать сжатый газ (например, азот). Реактивные системы управления на сжатом газе обладают лучшими динамическими и эксплуатационными характеристиками, низкой стоимостью и имеют более высокую надёжность по сравнению с системами, в которых используются другие рабочие тела. При этом азот и воздух обеспечивают получение наилучших энерго-весовых характеристик газореактивной системы [8].

Определим количество и требуемое расположение микродвигателей на ПА.

Для этого найдём суммарный импульс, который необходимо приложить к аппарату для разворота его по крену, тангажу и рысканию:

$$I\varepsilon = M = PL,$$

где I – момент инерции относительно центра масс для соответствующей оси; L – плечо приложения тяги двигателей, P – суммарная тяга, требуемая для разворота по одному из углов.

Для разворота ПА относительно оси X (по крену) будут включаться двигатели 1+4 или 2+3 – см. рисунок 6.8:

$$P_1L_1 + P_4L_2 = I_x\varepsilon$$

$$0,420 \cdot P + 0,075 \cdot P = 244,5 \cdot 0,021$$

Откуда получим суммарную требуемую тягу $P = 10,4$ Н.

Таким образом, для разворота ПА по углу крена достаточно двух микродвигателей тягой не более 6 Н каждый. В данном случае учтено, что микродвигатели расположены под углом 55° к оси Y .

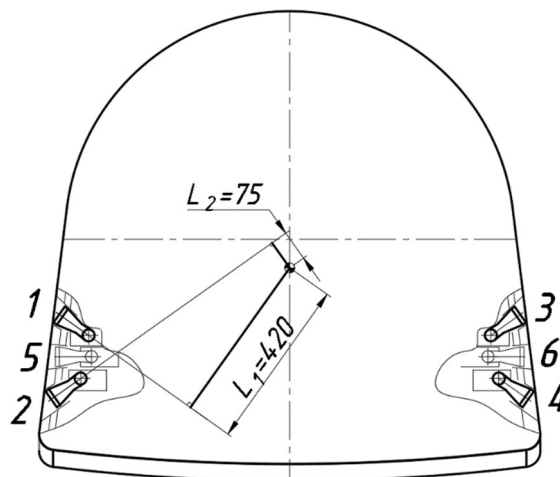


Рисунок 6.8 – Схема расположения микродвигателей для управления ПА

Для разворота ПА относительно оси Y (по рысканию) – будут включаться двигатели 5 или 6 – см. рисунок 6.8:

$$P_5 L = I_y \varepsilon . \text{ Откуда получим суммарную требуемую тягу } P = 22.6 \text{ Н.}$$

Таким образом, для разворота ПА по рысканию необходимо по две пары микродвигателей тягой не более 12 Н каждый на боковых поверхностях ПА.

Для разворота ПА относительно оси Z (по тангажу) – будут включаться двигатели 1+3 или 2+4 – см. рисунок 6.8:

$$P_5 L = I_y \varepsilon . \text{ Откуда получим суммарную требуемую тягу } P = 22.5 \text{ Н.}$$

Таким образом, для разворота ПА по тангажу необходимо по две пары микродвигателей тягой 6 Н каждый на боковых поверхностях ПА.

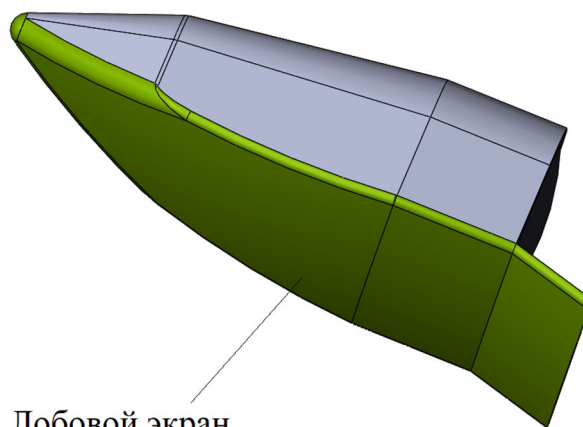
Для газореактивных микродвигателей с рабочим телом азотом $I_{уд.п.}=695$ м/с. Тогда массовый расход для двигателей тягой 6 Н составит 8.6 г/с, а при тяге 12 Н – 17.6 г/с.

Для оценки массовых характеристик воспользуемся опытными данными СА «Союз»: используется 6 рулевых двигателей, суммарный расход топлива 6-8 кг при запасе в 36 кг.

Для проектируемого ПА для СИОС заложена масса 50 кг с учетом заправки, массы газореактивных двигателей и резерва.

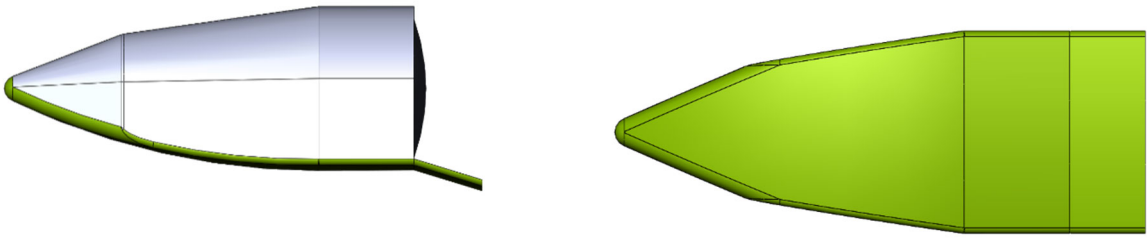
6.4 Предложения по конструкции лобового экрана и теплозащитному покрытию разрабатываемого посадочного аппарата

Лобовой экран представляет собой донную часть ПА (см. рисунок 6.9) и воспринимает основную часть тепловой и аэродинамической нагрузки, действующей со стороны набегающего потока на участке аэродинамического торможения ПА.



Лобовой экран

Изометрия



Вид сбоку

Вид снизу

Рисунок 6.9 – Общий вид аэродинамического лобового экрана разрабатываемого ПА класса «несущий корпус»

На внешней поверхности лобового экрана нанесена теплозащита, которая предназначена для предохранения конструкции аппарата от механического и теплового воздействия высокоскоростного газового потока при спуске в атмосфере Венеры. Конструкция тепловой защиты должна обеспечивать заданные температурные ограничения для несущей конструкции ПА, включающей сотовый наполнитель из алюминиевого сплава и обшивки из углепластика, по которым температура несущей конструкции ПА не должна превышать значения 130°C.

Схема конструкции стенки ПА, приведенной на рисунке 6.10, включает 5 слоев. Система тепловой защиты и несущей конструкции лобового экрана ПА строится следующим образом.

- 1) В качестве 1-го слоя внешней (обтекаемой газом) поверхности ПА используется сублимирующий (уносимый) теплозащитный композиционный материал. В качестве внешнего слоя в разделе 4.1.3 был рассмотрен асботекстолит автоклавный по аналогии с аппаратом «Вега». Также в настоящее время в качестве внешнего теплозащитного покрытия рассматриваются материалы СМК-1 и СМК-3, которые являются разработкой ОАО «НПО Стеклопластик». Далее следуют слои легких теплоизолирующих материалов – разреженного стеклотекстолита (для ТЗП из асботекстолита). При использовании современного материала типа СМК-1 или СМК-3 слоя с разреженным стеклотекстолитом не требуется.
- 2) Вторым слоем идут стеклосоты, выполняющие роль теплоизоляции. Форма сотовой ячейки стеклосот – правильный шестигранник со стороной в плане – 4.2 мм и толщиной стенки – 100 мкм.
- 3) Далее расположена трехслойная силовая (несущая) конструкция аппарата, включающая обшивки из углепластика сверху и снизу и алюминиевые соты между ними.

Между слоями 1 и 2 должна быть предусмотрена стеклоткань с клеем (ЭЗ/100 – 3 слоя, клей ВС-10Т). Между слоями 2 и 3 – стеклоткань с клеем (ЭЗ/100 – 2 слоя, клей ВС-10Т), между слоями 3 и 4, 4 и 5 – клей (клей ВК-36).

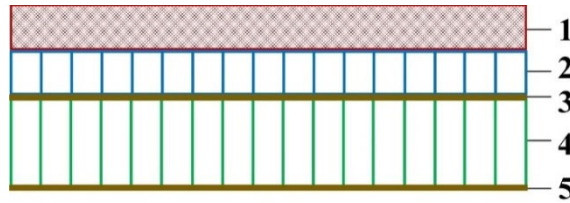


Рисунок 6.10 – Схема конструкции лобового экрана

1 – ТЗП (асботекстолит и разреженный стеклотекстолит/СМК-1); 2 – теплоизоляция (стеклосоты); 3 – внешняя обшивка из углепластика; 4 – соты силовые (алюминиевые соты); 5 – внутренняя обшивка из углепластика.

Некоторые теплофизические свойства материалов конструкции лобового экрана приведены в таблице ниже.

Таблица 6.5

Теплофизические свойства материалов конструкции лобового экрана

№	Материал	Температура испытания, °С	Плотность ρ , кг/м ³	Теплопроводность λ , Вт/(м·град)	Теплоемкость C_p , Дж/(кг·град)	Температура сублимации (разрушения) T_p , К / $T_{доп}$, °С	ϵ_w	Эффективная энтальпия ТЗП, $I_{эф}$ ккал/кг
1	Асботекстолит	700	1250, 1450	0.62	1090	2500	0.8	По эксп. Данным см. раздел 4.1.3
2	Разреженный Стеклотекстолит	50	900	0.28	1100	2600	0.5	По ОСТ 92-0901-81
3	Стеглосоты ССПТ	300	70	0.10	1000	$T_{доп} \sim 300$ кр.врем. ~ 450	-	-
4	СМК-1	-	550	0.125	~ 1000	2500	0.8	19.5 МДж/кг
5	СМК-3	-	300	0.075	~ 1000	2500	0.8	19.5 МДж/кг
6	КМУ-4Л	100 200	1450	0.69 0.78	1150 1250	$T_{доп} \sim 130$	-	-
7	Алюминиевые соты	100-200	49.7	3.29	1000	933 $T_{доп} \sim 150$	-	-

Поскольку на ПА при спуске действуют неравномерно распределенные тепловые потоки, то и толщины слоёв теплозащитного покрытия должны быть разными на различных участках поверхности ПА. Определим значения тепловых потоков и температур в некоторых характерных точках ПА, указанных на рисунке 6.11, и занесем их в таблицу 6.6 для наиболее нагруженной

расчетной точки траектории при $t=45$ с, для которой проводилось моделирование обтекания в разделе 4.2.

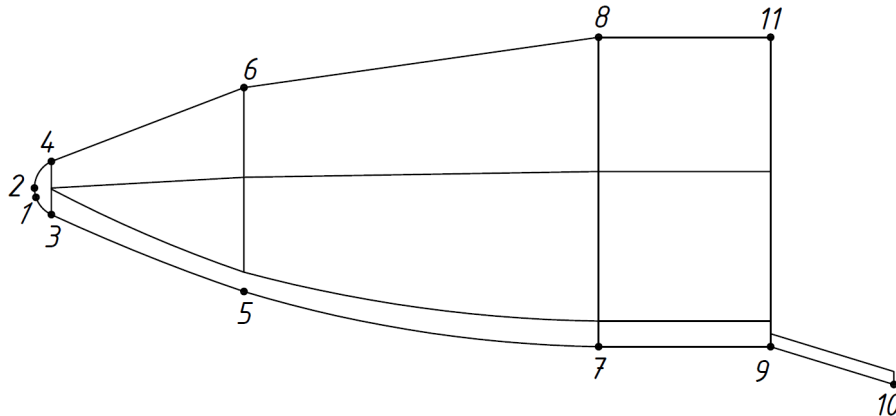


Рисунок 6.11 – Общий вид ПА с указанием характерных точек

Таблица 6.6

Распределение теплового потока и температур по поверхности ПА в характерных точках 1..11 при $t=45$ с

№ точки	Тепловой поток, МВт/м ²	Температура, К
1	14.00	4193
2	13.00	4114
3	7.10	3537
4	3.00	2852
5	3.40	3007
6	0.73	2002
7	3.30	2921
8	0.62	1457
9	3.30	2921
10	3.30	2921
11	0.62	1457

В таблице 6.7 приведены результаты по предварительному распределению минимальных значений толщин ТЗП по обводу ПА в характерных точках поверхности 1..11 (см. рисунок 6.7). Для упрощения технологии изготовления ТЗП и последующей сборки ее элементов необходимо, чтобы толщина ТЗП была одинаковой по всей поверхности ПА, кроме носового затушения, где предполагается больший слой асботекстолита, поскольку это наиболее нагруженная точка поверхности и, соответственно, основной унос будет проходить именно с носовой части ПА. Поэтому изменение толщины верхнего слоя (асботекстолит) будет компенсироваться нижним слоем теплозащиты (стеклотекстолит). При этом немного увеличится общая масса ТЗП, но, так

как плотность нижнего слоя (стеклотекстолит) намного меньше плотности верхнего слоя, то этим недостатком можно пренебречь.

Таблица 6.7

Материал	№ точки поверхности ПА										
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Асботекстолит, мм	150	150	80	60	10	5	9	5	9	9	5
Разреженный стеклотекстолит, мм	5	5	5	5	5	10	6	10	6	6	10
Стеклосоты, мм	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5

Предварительные расчеты по оценке температур на стыке ТЗП и стеклосот $T_{ст.тзп-ссп}$, а также температур обшивок несущей конструкции ПА $T_{обш}$ показывают, что $T_{ст.тзп-ссп} = 430-450$ °С $T_{обш} = 90-95$ °С, что не превышает их допустимых значений, равных 450 °С и 130 °С соответственно.

Рассмотрим силовую конструкцию, выполненную в виде трехслойной оболочки со стенкой без расслоений, с легким средним слоем. Несущие слои выполнены из углепластика (см. таблицу 6.8-6.9), средний слой из шестигранного сотового заполнителя (сотозаполнителя) (см. таблицу 6.10). И проведем расчет указанной силовой конструкции на прочность с использованием расчётного комплекса MSC Nastran с обработкой результатов расчёта в MSC Patran.

Лобовой экран ПА находится под действием давления набегающего потока $p = 250$ кПа, в носовой части давление достигает $p = 1250$ кПа (согласно проведенным расчетам в разделе 4.2). Кроме того, на ПА действуют продольная (вдоль оси аппарата) $n_x = 44$ и боковая (при повороте на угол крена) $n_y = 31$ перегрузки. Продольная перегрузка в данном случае действует как разгружающий фактор и поэтому может не учитываться.

Исходя из представленной нагрузки были рассмотрены следующие расчетные случаи (РС):

РС №1:

Несущая конструкция равномерно нагружена внешним давлением 250 кПа=0.0254 кгс/мм² + инерционная нагрузка на конструкцию поперёк оси.

РС №2:

Несущая конструкция равномерно нагружена внешним давлением 1250 кПа=0.12742 кгс/мм² + инерционная нагрузка на конструкцию поперёк оси.

Инерционные нагрузки вычисляются следующим образом:

$$F_I = n \cdot (G_{\text{ТЗП}} + G_{\text{ПКМ}} + G_{\text{сот}}),$$

n – перегрузка, действующая на ПА, $G_{\text{ТЗП}}$, $G_{\text{ПКМ}}$, $G_{\text{сот}}$ – массы ТЗП, пакета композитных материалов (ПКМ) и алюминиевых сот соответственно, кг.

$$G_{\text{ТЗП}} = 300 \text{ кг – см. раздел 6.2.}$$

Масса пакета композитных материалов может быть вычислена по формуле:

$$G_{\text{ПКМ}} = Ah_{\text{КМ}}\rho_{\text{КМ}}$$

где A – площадь поверхности рассматриваемой части, мм^2 ,
 h – высота ПКМ, мм, ρ – плотность, $\text{кг}/\text{мм}^3$.

Вычислим массу пакета композитных материалов:

$$G_{\text{ПКМ}} = Ah_{\text{КМ}}\rho_{\text{КМ}} = 2780445 \cdot 4 \cdot 1500 \cdot 10^{-9} = 16.7 \text{ кг}$$

Масса алюминиевых сот может быть вычислена аналогично:

$$G_{\text{сот}} = Ah_{\text{сот}}\rho_{\text{сот}} = 1280455 \cdot 30 \cdot 32 \cdot 10^{-9} = 2.7 \text{ кг}$$

Общая масса: $300 + 16.7 + 2.7 = 319.4 \text{ кг}$.

Нагрузка от перегрузки продольной: $F_{I\text{ прод}} = 44 \cdot (319.4) = 14063.6 \text{ кгс}$,

Нагрузка от перегрузки боковой: $F_{I\text{ поп}} = 31 \cdot (319.4) = 9901.4 \text{ кгс}$.

Граничные условия:

В качестве граничных условий было выбрано шарнирное опирание по краям лобового экрана и в местах крепления ПМ – см. рисунок 6.12.

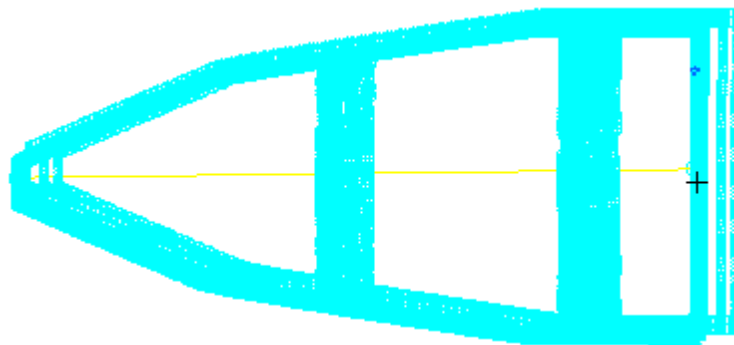


Рисунок 6.12 – Шарнирное опирание лобового экрана ПА (вид сверху): три поступательных степени свободы - 123

Разбиение поверхности лобового экрана на конечные элементы показано на рисунке 6.13. Моделирование проводилось конечными элементами типа SHELL.

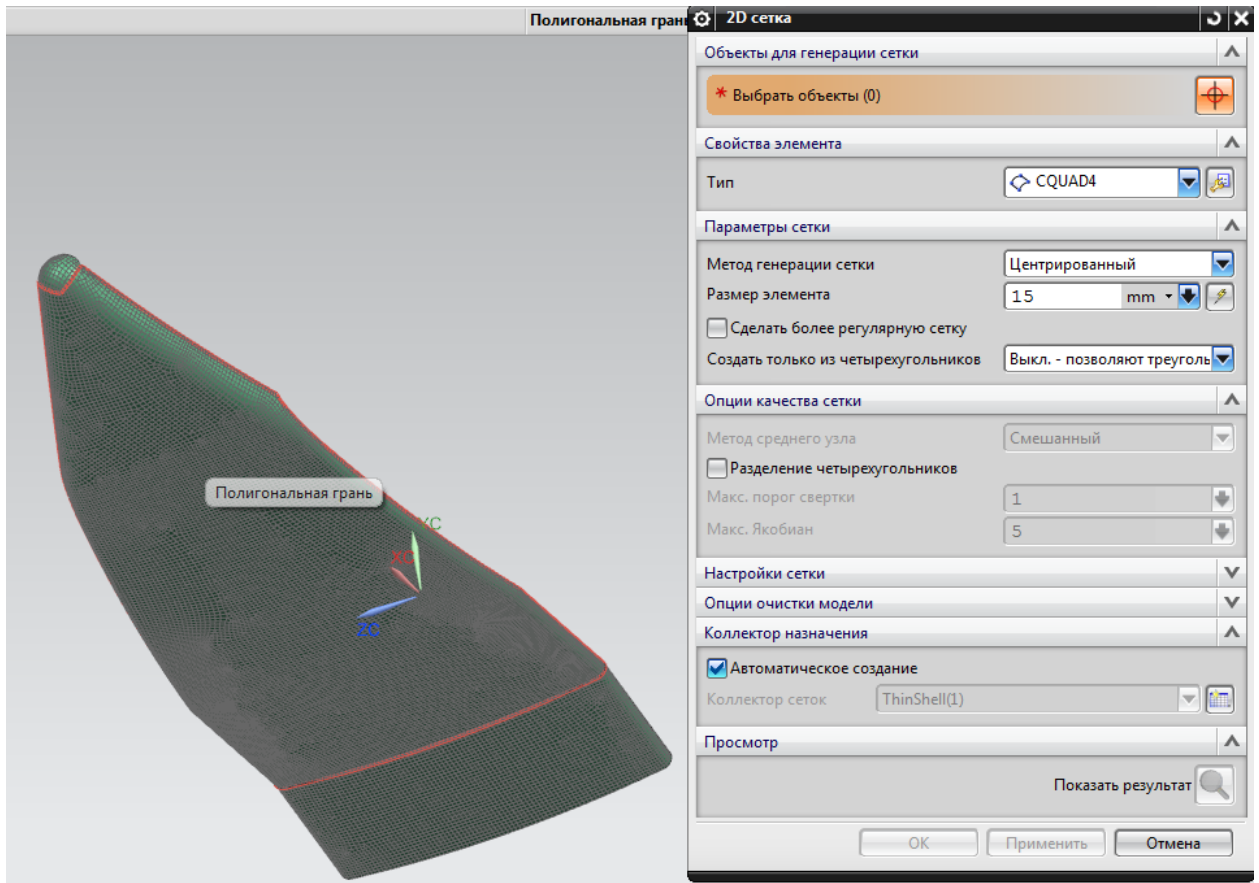


Рисунок 6.13 – Генерация сетки лобового экрана

Используемые при расчетах характеристики материалов приведены в таблицах 6.8-6.10.

Таблица 6.8

Технические упругие характеристики монослоя препрег КМУ-4УТ-002

Наименование свойств	Обозначение	Значение
Модуль упругости вдоль основы (0°) при растяжении, кгс/мм ²	E_1^+	8307
Модуль упругости вдоль утка (90°) при растяжении, кгс/мм ²	E_2^+	8307
Модуль упругости вдоль основы (0°) при сжатии, кгс/мм ²	E_1^-	7573
Модуль упругости вдоль утка (90°) при сжатии, кгс/мм ²	E_2^-	7196
Модуль упругости при сдвиге в плоскости, кгс/мм ²	G_{12}	587
Коэффициент Пуассона	μ_{12}	0.05
Толщина монослоя, мм	t	0.2±0.02
Плотность углепластика, г/см ³	ρ	1.57±0.03
$E_1 = (E_1^+ + E_1^-)/2 = (8307+7573)/2 = 7940 \text{ кгс/мм}^2$; $E_2 = (E_2^+ + E_2^-)/2 = (8307+7196)/2 = 7751 \text{ кгс/мм}^2$.		

Предел прочности монослоя препрег КМУ-4УТ-002

Наименование свойств	Обозначение	Значение
Предел прочности при растяжении вдоль основы (0°), кгс/мм ²	$[\sigma_1^+]$	105
Предел прочности при растяжении вдоль основы (90°), кгс/мм ²	$[\sigma_2^+]$	87
Предел прочности при сжатии вдоль основы (0°), кгс/мм ²	$[\sigma_1^-]$	69
Предел прочности при сжатии вдоль основы (90°), кгс/мм ²	$[\sigma_2^-]$	58.2
Предел прочности при сдвиге в плоскости монослоя, кгс/мм ²	$[\tau_{12}]$	11.2

Таблица 6.10

Физико-механические характеристики вариантов алюминиевого сотозаполнителя по ТУ 1-596-465-2009

Параметр	Вариант сотозаполнителя			
	2,75-5056-23П	2,75-5052-30П	2,75-5056-30П	1,85-5056-30П
Сторона ячейки, мм	2,75	2,75	2,75	2,75
Толщина фольги, мкм	23	30	30	30
Плотность (Объемная масса), кг/м ³	32	50	50	72
Предел прочности при сжатии, МПа	0,75 (0,58)	1,86 (1,43)	2,31 (1,77)	4.26 (3,27)
Модуль упругости при сжатии в направлении OZ, МПа	310	510	656	1250
Предел прочности при сдвиге в плоскости OXY (параллельно плоскости клеевых полос), МПа	0.73 (0,56)	1.45 (1,12)	1.73 (1,33)	2.84 (2,18)
Модуль сдвига в плоскости OXY (параллельно плоскости клеевых полос), МПа	186	310	304	471
Предел прочности при сдвиге в плоскостях OXZ, OYZ (перпендикулярно плоскости клеевых полос), МПа	0,34 (0,26)	0.9 (0,69)	1,05 (0,81)	1,73 (1,33)
Модуль сдвига в плоскостях OXZ, OYZ (перпендикулярно плоскости клеевых полос), МПа	90	147	137	255

Для расчета был выбран наиболее часто применяемый алюминиевый сотозаполнитель со стороной ячейки 2.75 мм и толщиной фольги 23 мкм.

Принятые в конечно-элементной модели в MSC Patran характеристики приведены на рисунке 6.14.

Input Options

Constitutive Model: Linear Elastic

Property Name	Value
Elastic Modulus 11 =	7940.
Elastic Modulus 22 =	7751.
Poisson Ratio 12 =	0.050000001
Shear Modulus 12 =	587.
Shear Modulus 23 =	
Shear Modulus 13 =	
Density =	
Thermal Expan. Coeff 11 =	
Thermal Expan. Coeff 22 =	
Structural Damping Coeff =	
Reference Temperature =	

Temperature Dep/Model Variable Fields:

Input Options

Constitutive Model: Linear Elastic

Property Name	Value
Elastic Modulus 11 =	3.
Elastic Modulus 22 =	3.
Poisson Ratio 12 =	0.30000001
Shear Modulus 12 =	18.959999
Shear Modulus 23 =	9.1700001
Shear Modulus 13 =	9.1700001
Density =	
Thermal Expan. Coeff 11 =	
Thermal Expan. Coeff 22 =	
Structural Damping Coeff =	
Reference Temperature =	

Temperature Dep/Model Variable Fields:

Принятые характеристики монослоя

Принятые характеристики сот

Рисунок 6.14 – Принятые при расчетах характеристики монослоя и алюминиевых сот

При расчетах была принята следующая укладка (симметричная, сбалансированная): 10 монослоев углепластика толщиной 0.2 мм, слой алюминиевых сот толщиной 30 мм и еще 10 монослоев углепластика толщиной 0.2 мм. Направления укладки по слоям были приняты следующие:

1 слой -45°;

2 слой 45°;

3 слой 0°;

4 слой 0°;

5 слой 45°;

6 слой 0°;

7 слой -45°;

8 слой -45°;

9 слой 0°;

10 слой 45°;

Слой с алюминиевым сотозаполнителем;

11 слой 45°;

12 слой 0°;

13 слой -45°;

14 слой -45°;

15 слой 0°;

16 слой	45°;
17 слой	0°;
18 слой	0°;
19 слой	45°;
20 слой	-45°

Направление нулевого слоя соответствует направлению вдоль оси ПА.

Результаты расчета в программном комплексе MSC Nastran с обработкой результатов расчёта в MSC Patran приведены для указанных расчетных случаев 1-2 в таблице 6.11 и на рисунках 6.15-6.16 (При отображении исключены первые три ряда конечных элементов у мест закрепления для исключения концентраций).

Для удобства отображения результатов разделим лобовой экран ПА на зоны, как показано на рисунке 6.15: 1 – зона носовой части ПА, 2 – остальная часть лобового экрана ПА.

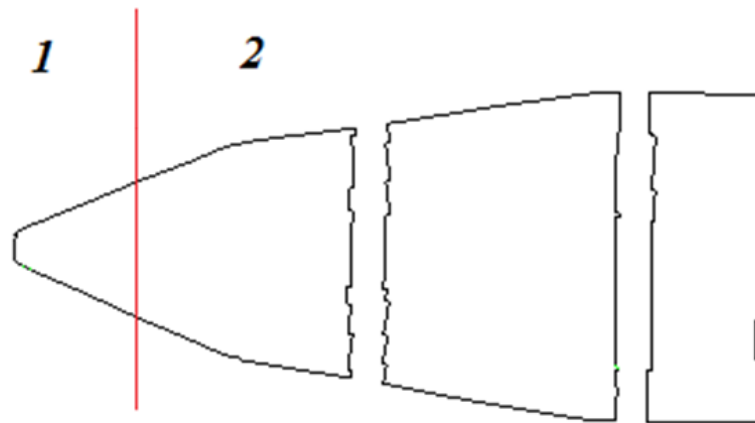


Рисунок 6.15 – Разделение лобового экрана ПА на зоны

Таблица 6.11

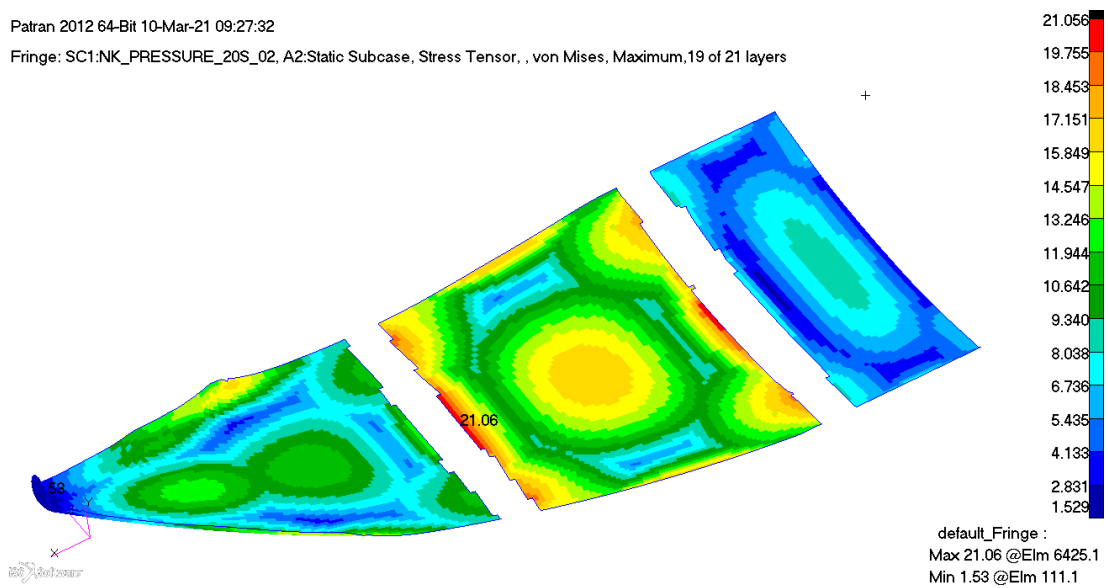
Напряжения растяжения-сжатия и сдвига по слоям для РС №1 и №2

РС(зона)	σ_1^+	σ_1^-	σ_2^+	σ_2^-	$ \tau_{12} _{\max}$
№1 (зона 1)	2.44	-9.87	7	-10.66	1.12
№1 (зона 2)	6.58	-21.05	7.89	-16.3	1.66
№2 (зона 1)	10.75	-44.03	31.13	-47.54	4.99

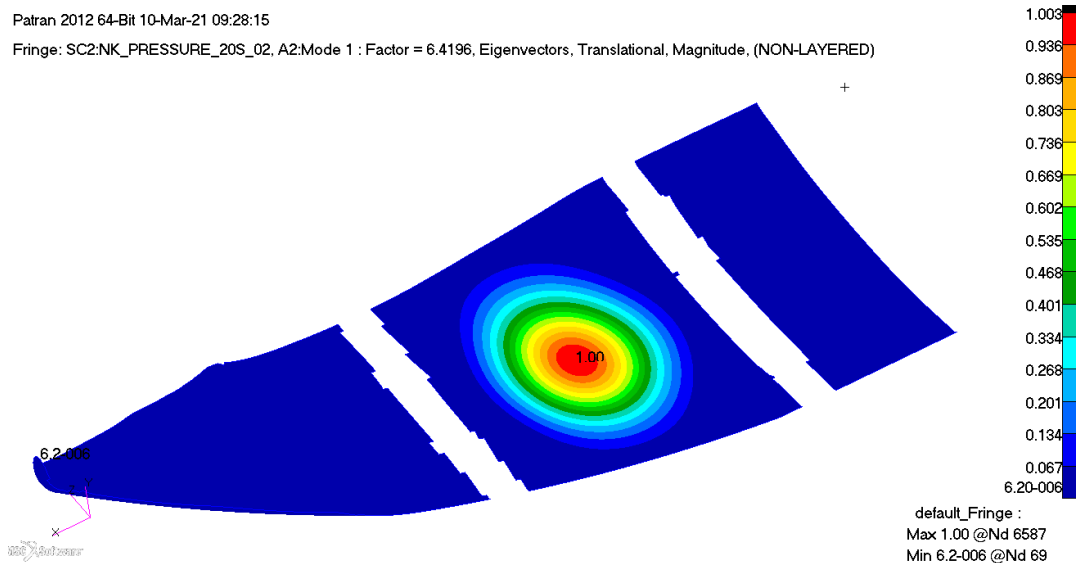
Запасы прочности для РС №1 и №2

РС(зона)	η_1^+	η_1^-	η_2^+	η_2^-	η_{12}
№1 (зона 1)	43	7	12	5.5	10
№1 (зона 2)	16	3	11	3.6	6.7
№2 (зона 1)	9	1.5	2.8	1.2	2.2

Огибающие (по всем слоям) действующих напряжений для РС №2 в максимально нагруженной зоне приведены в приложении Е.



а

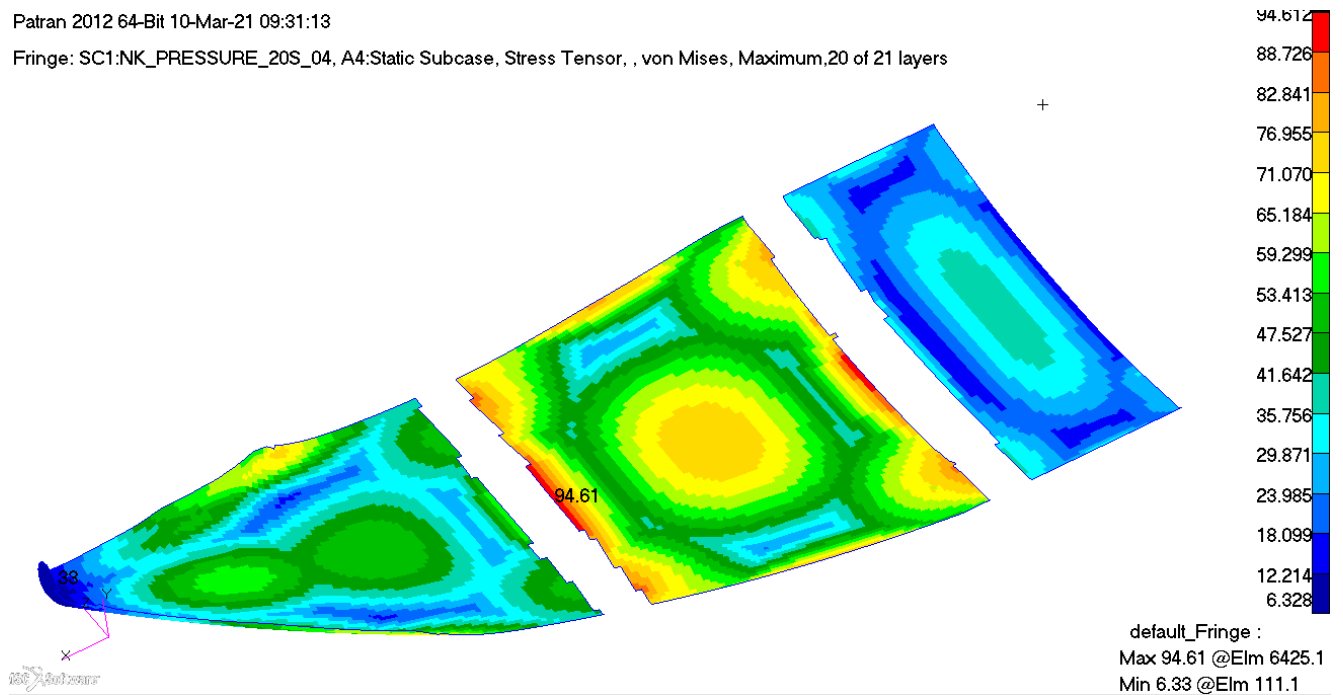


б

Рисунок 6.15 – Результаты для расчетного случая № 1:
а – максимальные напряжения в монослое, б – запас по устойчивости

Patran 2012 64-Bit 10-Mar-21 09:31:13

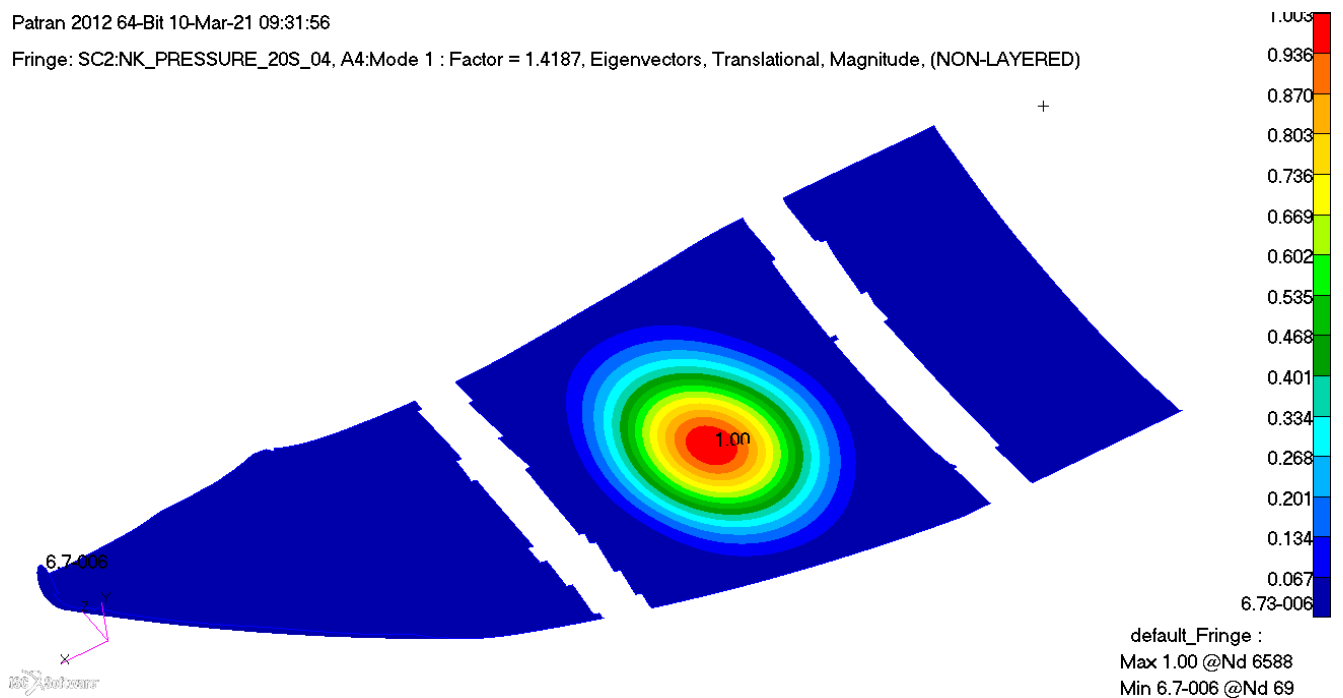
Fringe: SC1:NK_PRESSURE_20S_04, A4:Static Subcase, Stress Tensor, , von Mises, Maximum,20 of 21 layers



a

Patran 2012 64-Bit 10-Mar-21 09:31:56

Fringe: SC2:NK_PRESSURE_20S_04, A4:Mode 1 : Factor = 1.4187, Eigenvectors, Translational, Magnitude, (NON-LAYERED)



б

Рисунок 6.16 – Результаты для расчетного случая № 2:
а – максимальные напряжения в монослое, б – запас по устойчивости

На основе проведенного анализа можно сделать вывод, что в рассмотренных расчетных случаях максимальные напряжения не превышают допустимых, запас прочности для расчетного случая №1 составил больше 3, для расчетного случая №2 – больше 1.2. Запас по устойчивости в обоих случаях больше 1.4, что свидетельствует о том, что указанная несущая конструкция может

выдержат нагрузки при спуске в атмосфере Венеры и может быть применена для лобового экрана разрабатываемого ПА.

6.5 Выводы к главе 6

В данной главе рассмотрен внешний облик ПА, разработана конструктивно-компоновочная схема ПА исходя из известного на данном этапе состава КНА в рамках проекта миссии «Венера-Д» и максимальной плотности компоновки ПА. Приведены объемно-поверхностные и массовые характеристики проектируемого ПА на основе системотехнического анализа с использованием статистических данных по различным типам аппаратов-аналогов, а также с помощью полученных на основе статистического анализа аналитических зависимостей, при этом использовался метод распределения систем и конструктивных агрегатов по характерным функциональным группам, зависящим от основных проектных параметров аппарата. Приведены предложения по внешнему облику и материалу системы тепловой защиты и силовой конструкции ПА, результаты по предварительному распределению минимальных значений толщин ТЗП по обводу ПА в характерных точках поверхности, обеспечивающие заданный тепловой режим аппарата. Показано, что по результатам предварительного расчета силовой конструкции лобового экрана на прочность требуется трёхслойная композитная панель, состоящая из 20 слоёв углепластика (по 10 слоёв на внешний и внутренний несущие слои толщиной по 2 мм) с 30 мм слоем алюминиевых сот между ними.

Представленные результаты применения исследуемых материалов в качестве теплозащитных покрытий получены по состоянию исходных данных на сегодняшний день и являются предварительными. Окончательно материал ТЗП можно будет выбрать после проведения экспериментов по уточнению теплозащитных и теплофизических свойств рассматриваемых материалов в условиях работы тепловой защиты ПА на этапе аэродинамического торможения в атмосфере Венеры.

Заключение

В результате проведенной работы разработана методика, позволяющая провести комплексную оперативную проектно-конструкторскую оценку форм ПА с точки зрения массо-габаритных, аэродинамических, баллистических характеристик и тепловых режимов на начальном этапе исследований.

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.

Разработан программно-вычислительный комплекс по расчету аэродинамических характеристик численным методом по теории обтекания Ньютона, который позволяет рассматривать тела произвольной формы и может быть использован для оперативной проектно-конструкторской оценки аэродинамических форм аппаратов на начальных этапах проектирования ПА.

В результате проведенного анализа показано, что аппарат класса «несущий корпус» обладает бóльшим аэродинамическим качеством и способен совершать более существенные маневры по сравнению с аппаратами класса «скользящий спуск», а значит имеет большую широту охвата посадочных зон.

В ходе работы было показано, что использование посадочных аппаратов, обладающих аэродинамическим качеством, позволяет снять многие ограничения, присущие баллистическим аппаратам, и значительно расширить диапазон их применения: наличие даже небольшой подъемной силы позволяет значительно снизить перегрузки в процессе спуска, а управление подъемной силой – значительно расширить область достижимых районов посадки. При этом одним из главных факторов, определяющих траекторию полета в атмосфере, оказывается начальная скорость входа, которая в значительной степени определяет облик ПА. Так, при входе в атмосферу со скоростями в диапазоне $M > 5$ необходимо управлять траекторией спуска для уменьшения перегрузки и обеспечения посадки в заданный район.

Разработан программно-вычислительный комплекс, позволяющий путем интегрирования уравнений движения рассчитать требуемые параметры траекторий для любых ПА и на основе полученных данных оценить достижимые районы посадки на поверхности планеты.

Показаны преимущества аппарата класса «несущий корпус» перед аппаратом баллистического типа, включающие использование подъемной силы в процессе спуска для маневрирования, возможность увеличения широты охвата посадочных мест и подбор программы изменения угла крена для получения требуемой дальности, а также уменьшение максимальных перегрузок, действующих на аппарат в процессе спуска. Определены места посадки в

соответствии с планируемыми датами и окнами старта в рамках миссии «Венера-Д», и показаны возможности по их расширению при использовании аппарата класса «несущий корпус» без уменьшения массы полезной нагрузки.

Установлено, что такие аппараты с аэродинамическим качеством для диапазона скоростей спуска при $M > 5$ могут осуществлять более длительный планирующий спуск при необходимости, что позволит расширить круг научных задач, которые можно провести уже на этапе спуска в атмосфере до момента достижения поверхности планеты.

Рассмотрен инженерный метод определения величин удельных тепловых потоков и температур поверхности посадочного аппарата при входе в атмосферу Венеры, который может быть использован на стадии проектных исследований. Проведено моделирование картины обтекания для ПА различных типов и получены значения, близкие к расчетным теоретическим, что говорит о возможности применения данных теоретических выражений для оценки теплового нагружения ПА в первом приближении.

Полученные данные были использованы для определения рациональных теплозащитных материалов в системе СОТР ПА при заданном тепловом нагружении и силовой конструкции аппарата, а также их взаимной увязки.

Установлено, что в результате оценки тепловых потоков и уноса ТЗП аэродинамические характеристики ПА изменяются незначительно, что свидетельствует о том, что унос слоя ТЗП с носовой части аппарата на характер спуска существенного влияния не окажет.

В результате выполнения работы определена конструктивно-компоновочная схема ПА класса «несущий корпус» исходя из габаритов научной аппаратуры в рамках проекта миссии «Венера-Д» и максимального использования всего объема ПА. Установлено, что массовые характеристики разрабатываемого ПА удовлетворяют ограничениям в соответствии с выбранными в проекте «Венера-Д» средствами выведения. При этом использовался опыт отечественных предприятий в области проектирования ПА класса «несущий корпус».

Разработанная методика и полученные в диссертационной работе научные результаты рекомендуются для использования как в теоретических исследованиях, так и в практических работах при проектировании миссий с ПА на Венеру, в частности, для разрабатываемой в настоящее время миссии «Венера-Д» и перспективной миссии «Венера-В» по возвращению грунта с поверхности Венеры, а также на любые другие планеты с атмосферой. Полученные результаты можно использовать и в учебном процессе на соответствующих кафедрах МГТУ им. Н.Э. Баумана и МАИ.

Список сокращений и условных обозначений

АРГ	–	система автономной регистрации
АМС	–	автоматическая межпланетная станция
АФУ	–	антенно-фидерная система
ББ	–	базовый блок
БКС	–	бортовая кабельная сеть
БРК	–	бортовой радиокомплекс
БУ	–	блок управления
ВАМП	–	венецианская атмосферная маневренная платформа
КА	–	космический аппарат
КНА	–	комплекс научной аппаратуры
ОМ	–	орбитальный модуль
ПА	–	посадочный аппарат
ПГ	–	полезный груз
ПКМ	–	пакет композитных материалов
ПН	–	полезная нагрузка
ПМ	–	посадочный модуль
РБ	–	разгонный блок
РН	–	ракета-носитель
РС	–	расчетный случай
РЭА	–	радиоэлектронная аппаратура
СА	–	спускаемый аппарат
СИОС	–	система исполнительных органов спуска
СК	–	система координат
СОТР	–	система обеспечения теплового режима
СТР	–	система терморегулирования
СУБК	–	система управления бортовым комплексом
СУД	–	система управления движением
СЭС	–	система электроснабжения
ТЗП	–	теплозащитное покрытие
ТСП	–	термостабилизированная панель
УМ	–	усилитель мощности
ХИТ	–	химический источник тока
ЭВТИ	–	экранно-вакуумная теплоизоляция
ESA	–	англ. European Space Agency
JAXA	–	англ. Japan Aerospace Exploration Agency
NASA	–	англ. National Aeronautics and Space Administration
VIRA	–	англ. Venus International Reference Atmosphere

Список литературы

1. Авдонин, А.С. Расчет на прочность летательных аппаратов / А.С. Авдонин, В.И. Фигуровский. – Москва: Машиностроение, 1985. – 440 с. – Текст : непосредственный.
2. Автоматическая межпланетная станция «Вега»: виртуальная картина: виртуальный Музей АО «НПО Лавочкина». – Изображение : электронные // Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина. - URL: <https://www.laspacespace.ru/museum/virtual-museum/> (дата обращения 11.04.2021).
3. Алексеев, К.Б. Маневрирование космических аппаратов / К.Б. Алексеев, Г.Г. Бебенин, В.А. Ярошевский. - Москва : Машиностроение, 1970. – 416 с. – Текст : непосредственный.
4. Аллен, Х. Дж. Газодинамические проблемы космических летательных аппаратов / Х. Дж. Аллен. – Текст : непосредственный // Газовая динамика космических аппаратов: сборник статей: перевод с англ. – Москва : Мир, 1965. – С. 141-182.
5. Андреевский, В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю / В.В. Андреевский. – Москва: Машиностроение, 1970. – 235 с. – Текст : непосредственный.
6. Аржанников, Н.С. Аэродинамика летательных аппаратов / Н.С. Аржанников, Г.С. Садекова. – Москва : Высшая школа, 1983. – 359 с. – Текст : непосредственный.
7. Безвербый, В.К. Выбор проектных параметров летательных аппаратов / В.К. Безвербый, В.Н. Зернов, Б.П. Перельгин. – Москва: МАИ, 1984. – 375 с. – Текст : непосредственный.
8. Беляев, Н.М. Расчет и проектирование реактивных систем управления космических летательных аппаратов / Н.М. Беляев, Е.И. Уваров. – Москва: Машиностроение, 1974. – 200 с. – Текст : непосредственный.
9. Боровиков, В.П. STATISTICA. Искусство анализа данных на компьютере: для профессионалов / В.П. Боровиков. – 2-е изд. – Санкт-Петербург: Питер, 2003. – 688 с. – Текст : непосредственный.
10. Буслаев, С.П. Анализ отработки посадки космических аппаратов «Венера-9-14» и «Вега-1,-2» на венерианский грунт для разработки перспективных космических аппаратов «Венера-Д» / С.П. Буслаев, В.А. Воронцов, О.С. Гафодатский. – Текст : непосредственный // Инженерный журнал: наука и инновации, 2018. – вып. 8. – С. 1-21.
11. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. – Москва: ИПК Издательство стандартов, 2004. – 165 с. – Текст : непосредственный.
12. Двирный, В.В. Уменьшение массы кабельной продукции для космических аппаратов / В.В. Двирный, Н.В. Еременко, Г.В. Двирный. – Текст : непосредственный // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. Академика М.Ф. Решетнева, 2015. – Том 16. – № 3. – С. 658-663.

13. Зеленцов, В.В. Основы баллистического проектирования искусственных спутников Земли / В.В. Зеленцов, В.П. Казаковцев. – Москва: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2012. – 174 с. – Текст : непосредственный.
14. 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.
15. 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.
16. Исследование пространственных течений около летательных аппаратов сложной формы методами вычислительной аэродинамики / А.П. Косых, Ю.Я. Михайлов, Г.Г. Нерсесов и [др]. – Текст : непосредственный // Ученые записки ЦАГИ. – 2005. – Т. XXXVI. – № 1-2. – С. 17-24.
17. Калугин, В.Т. Аэродинамика / В.Т. Калугин. – Москва: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. – 608 с. – Текст : непосредственный.
18. Калугин, В.Т. Моделирование процессов обтекания и управления аэродинамическими характеристиками летательными аппаратами / В.Т. Калугин, Г.Г. Мордвинцев, В.М. Попов – Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. – 527 с. – Текст : непосредственный.
19. Каменков, Е.Ф. Маневрирование космических аппаратов. Гиперболические скорости входа в атмосферу / Е.Ф. Каменков. – Москва: Машиностроение, 1983. – 183 с. – Текст : непосредственный.
20. Кемп, Н.Х. Теплоотдача к спутнику при его входе в атмосферу: научные проблемы искусственных спутников / Н.Х. Кемп, Ф.Р. Риддел. – Москва: Иностранная литература, 1959. – С.297-319. – Перевод изд. Kemp N.H., Riddel F.R. Addendum to heat transfer to satellite vehicles re-entering the atmosphere. – Текст: непосредственный // Jet Propulsion. – 1957. – Vol. 27. – No. 2. – P. 132-137.
21. Кемпбелл, Дж. Исследование по аэродинамике малых скоростей, связанных с посадкой космических летательных аппаратов / Дж. Кемпбелл. – Текст: непосредственный // Газовая динамика космических аппаратов: сборник статей: перевод с англ. – Москва: Мир, 1965. – С. 29-55.
22. Комплекс АРГОЛА: автоматизированный расчет гиперзвукового обтекания летательного аппарата / Ю.Я. Михайлов, И.В. Савин, И.Ф. Чельшева, В.Л. Юмашев. – Москва: ЦАГИ, 1993. – 90 с. – Текст : непосредственный.
23. 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).
24. 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.
 25. 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.
 26. Краснов, Н.Ф. Аэродинамика тел вращения / Н.Ф. Краснов. – Москва: Машиностроение, 1964. – 573 с. – Текст : непосредственный.
 27. Краснов, Н.Ф. Основы аэродинамического расчета / Н.Ф.Краснов, В.Ф.Захарченко, В.Н. Кошевой. – Москва: Высшая школа, 1984. – 264 с. – Текст : непосредственный.
 28. Легостаев, В.П. Возвращаемая баллистическая капсула «Радуга» научно-производственного объединения «Энергия» / В.П. Легостаев, В.Е. Миненко. – Москва: Центр научно-технической информации «Поиск», 1944. – 64 с. – Текст : непосредственный.
 29. Лобанов, Н.А. Основы расчета и конструирования парашютов / Н.А. Лобанов. – Москва: Машиностроение, 1965. – 362 с. – Текст : непосредственный.
 30. Лох, У. Динамика и термодинамика спуска в атмосфере планет = Dynamics and thermodynamics of planetary entry. W. H. T. Loh / У. Лох: перевод с англ. Е. А. Голякова и [др.]; под ред. И. Н. Гансвинда. – Москва: Мир, 1966. – 276 с. – Текст : непосредственный.
 31. Лукашевич, В.П. Космические крылья / В.П.Лукашевич, И.Б. Афанасьев. – Москва: ЛенТа Странствий, 2009. – 496 с. – Текст : непосредственный.
 32. Лунёв, В.В. Гиперзвуковая аэродинамика / В.В. Лунёв. – Москва: Машиностроение, 1975. – 328 с. – Текст : непосредственный.
 33. Маров, М.Я. Советские роботы в Солнечной системе. Технологии и открытия / М.Я. Маров, У.Т. Хантресс. – Москва: Физматлит, 2013. – 612 с. – Текст : непосредственный.
 34. 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.
 35. Миеле, А.М. Теория оптимальных аэродинамических форм / А.М. Миеле. – Москва: Мир, 1969. – 508 с. – Текст : непосредственный.

36. Мирский, Г.Я. Аппаратурное определение характеристик случайных процессов / Г.Я. Мирский. – 2-е изд., перераб. и доп. – Москва: Энергия, 1972. – 456 с. – Текст : непосредственный.
37. Моишеев, А.А. К 50-летию юбилею запуска космических аппаратов «ЛУНА-16», «ЛУНА-17» и «ВЕНЕРА-7» / А.А. Моишеев, А.Е. Ширшаков. – Текст : непосредственный // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. – 2020. – № 3. – С. 3-10.
38. Москаленко, Г.М. Механика полета в атмосфере Венеры / Г.М. Москаленко. – Москва: Машиностроение, 1978. – 232 с. – Текст : непосредственный.
39. Неравновесные физико-химические процессы в аэродинамике. / В.П. Агафонов, В.К. Вертушкин, А.А.Гладков, О.Ю. Поляков. – Москва: Машиностроение, 1972. – 344с. – Текст : непосредственный.
40. Нерем, Р.М. Лучистый и конвективный нагрев при входе в атмосферу со сверхзвуковыми скоростями / Р.М. Нерем, Г.Н. Стикфорд. – Текст : непосредственный // Ракетная техника и космонавтика. – 1964. – № 6.
41. Никитин, П.В. Тепловая защита / П.В. Никитин. – Москва: МАИ, 2006. – 512 с. – Текст : непосредственный.
42. Никитин, П.В. Катализ и излучение в системах тепловой защиты космических аппаратов / П.В. Никитин, Е.В. Сотник. – Москва: Янус-К, 2013. – 336 с. – Текст: непосредственный.
43. Остославский, И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов / И.В. Остославский, И.В. Стражева. – Москва: Машиностроение, 1969. – 500 с. – Текст : непосредственный.
44. Пакет прикладных программ для расчета аэродинамических характеристик летательных аппаратов в свободномолекулярном и промежуточном режиме обтекания. ППП «Высота» ОФАП САПР СМБ-2 / М.С. Иванов, С.М. Малыхин, А.Н. Шелконогов и [др]. – Москва: ГОНТИ 1, 1983 г. – Текст : непосредственный.
45. Патент № 2083448 Российская Федерация, МПК В64G1/62. Космический аппарат для спуска в атмосфере планеты и способы спуска космического аппарата в атмосфере планеты: №94029351: заявка 05.08.1994 : опубл. 10.07.1997 / В.А. Болотин, В.Е. Миненко, А.Г. Решетин и [др.]. – Бюл. № 19. – 18 с. – Текст : непосредственный.
46. Полежаев, Ю.В. Тепловая защита / Ю.В. Полежаев, Ф.Б. Юревич. – Москва: Энергия, 1976. – 392 с. – Текст : непосредственный.
47. Проектный, аэродинамический и термобаллистический анализ спускаемого аппарата класса «несущий корпус» / В.Е. Миненко, Д.Н. Агафонов, А.Г. Якушев, А.Н. Елисеев. – Текст : непосредственный // Наука и образование. – Москва: МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2015. – № 10. – С.88–125.

48. Российской академия наук. Совет по космосу. Российская программа исследований Венеры: решение совета Российской академии наук по космосу №10310-07 от 16 сентября 2020 г. – Текст : электронный. – URL: <http://sovet.cosmos.ru/sites/default/files/res7-16-09-20.pdf>
49. Сейферт, Г.С. Космическая техника: сборник статей / Г.С. Сейферт. – Москва: Наука, 1964. – 727 с. – Текст : непосредственный.
50. Семенов, Ю.П. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева 1946-1996 (Кн. 1) / Ю.П. Семенов, В.А. Лопота. – Москва: РКК «Энергия», 1996. – 675 с. – Текст : непосредственный.
51. Сизов, Н.И. Бортовые источники электропитания / Н.И. Сизов, В.К. Шабловский. – Москва: Воениздат, 1973. – 99 с. – Текст : непосредственный.
52. Системы оборудования летательных аппаратов / М.Г. Акопов, В.И. Бекасов, В.Г. Долгушев и [др]. – Москва: Машиностроение, 2005. – 558 с. – Текст : непосредственный.
53. Сихарулидзе, Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов / Ю.Г. Сихарулидзе. – 2-е изд. – Москва: БИНОМ. Лаборатория знания, 2013. – 407 с. – Текст: непосредственный.
54. Статистическое моделирование в средах с низкой плотностью на графических процессорных устройствах (SMILE-GPU): Свидетельство на программу для ЭВМ: (Заявка № 2017662527. Приоритет 04.12.2017). – №.2018611564 / А.В. Кашковский, Е.А. Бондарь, А.А. Шершнев и [др.]. – Текст : непосредственный // Бюллетень «Программы для ЭВМ. Базы данных. Топологии интегральных микросхем». – Москва. – 2018. – № 2 – С. 1.
55. Строение атмосферы Венеры от поверхности до 100 км / Л.В. Засова, В.И. Мороз, В.М. Линкин и [др]. – Текст : непосредственный // Космические исследования. – 2006. – № 44. – С. 381-400.
56. Суржиков, С. Т. Анализ радиационно-конвективного нагрева четырех типов спускаемых космических аппаратов / С.Т. Суржиков, М.П. Шувалов. – Текст : электронный // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. – 2014. – Т.15, вып. 4. – URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-4/articles/237/>
57. Туманов, А.В. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов / А.В. Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглов – 3-е изд., испр. – Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. – 572 с. – Текст : непосредственный.
58. Финченко, В.С. Надувные элементы в конструкциях космических аппаратов – прорывная технология в ракетно-космической технике / В.С. Финченко, К.М. Пичхадзе, В.В. Ефанов; под ред. В.А. Колмыкова, Х.Ж. Карчаева. – Химки: Издатель АО «НПО Лавочкина», 2019. – 488 с. – Текст : непосредственный.

59. Финченко, В.С. Методика оперативного расчета силового воздействия разреженной атмосферы на космические летательные аппараты / В.С. Финченко, С.И. Шматов. – Текст : непосредственный // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. – 2012. – № 3. – С. 40-48.
60. Фобос-Грунт: проект космической экспедиции: [в 2 т.] / НПО им. С.А. Лавочкина Роскосмоса, Ин-т космических исслед. РАН; [авт.-сост. В.В. Ефанов, А.В. Захаров]. – Москва: ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина" Роскосмоса : учреждение Российской акад. наук Ин-т космических исслед. РАН, 2011. – ISBN 978-5-905646-01-0. – Текст : непосредственный.
61. Фэй, Дж.А. Теоретический анализ теплообмена в лобовой точке, омываемой диссоциированным воздухом / Дж.А. Фэй, Ф.К. Риддел. – Текст : непосредственный. // Проблемы движения головной части ракет дальнего действия: сборник статей. – Москва: Иностранная литература, 1959. – С. 217-256.
62. Хейз, У.Д. Теория гиперзвуковых течений / У.Д. Хейз, Р.Ф. Пробстин; перевод с английского С.В. Иорданского и П.И. Пушкина; под редакцией А.А. Дородницына. – Москва: Иностранная литература, 1962. – 607 с. – Текст : непосредственный.
63. Чепмен, Д.Р. Приближенный аналитический метод исследования входа тел в атмосферы планет / Д.Р. Чепмен, под ред. Э.Э. Шпильрайна; пер. с англ. В.В. Кириллова. – Москва: Издательство иностранной литературы, 1962. – 114 с. – Текст : непосредственный.
64. Ширшаков, А.Е. На шаг впереди (к 80-летию ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина) / А.Е. Ширшаков, Х.Ж. Карчаев, А.А. Моишеев, И.В. Лоханов. – Текст : непосредственный // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. – 2019. – № 2. – С. 3-19.
65. Эйсмонт, Н.А. Сценарий и траектория миссии «Венера-Д» / Н.А. Эйсмонт, Л.В. Засова, А.В. Симонов и [др.]. – Текст : непосредственный // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. – 2018. – № 4. – С. 11-18.
66. Эйсмонт, Н.А. Возможность расширения достижимых областей посадки в рамках проекта «Венера-Д» путем выбора окон старта / Н.А. Эйсмонт, В.В. Корянов, К.С. Федяев и [др.]. – Текст : непосредственный // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2020. – вып. 4. – С. 1-15.
67. Ярошевский, В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов / В.А. Ярошевский. – Москва: Наука, 1988. – 336 с. – Текст : непосредственный.
68. Abdrakhimov, A.M. Geochemical comparison of volcanic rocks from terrestrial intraplate oceanic hot spots with Venusian surface material / A.M. Abdrakhimov. – Text : direct // Geochemistry International. – 2005. – Vol. 43. – No. 8. – P. 732-747.
69. Abdrakhimov, A.M. Geology of the Venera and Vega landing-site regions / A.M. Abdrakhimov, A.T. Basilevsky. – Text : direct // Solar System Research. – 2002. – Vol. 36. – No. 2. – P. 136-159.

URL:https://www.researchgate.net/publication/227157431_Geology_of_the_Venera_and_Vega_Landing-Site_Regions

70. Basilevsky, A.T. The surface of Venus / A.T. Basilevsky, J.W. Head. – Text : direct // Reports on Progress in Physics. – 2003. – Vol. 66. – P. 1699-1734.
71. Colin, L. The Pioneer Venus Program / L. Colin, C.F. Hall. – Text : direct // Space Science Reviews. – 1977. – No. 20. – P. 283-306.
72. CUVE – Cubesat UV Experiment: Unveil Venus' UV Absorber with Cubesat UV Mapping Spectrometer / V. Cottini, S. Aslam, E.D'Aversa [et al.]. – Text : direct // European Planetary Science Congress (EPSC) Abstracts. – 2017. – Vol. 11. – EPSC2017-771.
73. DAVINCI+: deep atmosphere of Venus investigation of noble gases, chemistry, and imaging plus : 51st Lunar and Planetary Science Conference, held 16-20 March, 2020 at The Woodlands / J.B. Garvin, G.Arney, S.Getty [et al.]. – Texas: LPI Contribution, 2020. – No. 2326. – id.2599. – Text : direct.
74. Dunne, J. A. The Voyage of Mariner 10: Mission to Venus and Mercury (NASA SP-424) / J.A. Dunne, E. Burgess – Washington, D.C: National Aeronautics and Space Administration Scientific and Technical Information Office, 1978. – 217 p.
75. Future of Venus Research and Exploration / L.S. Glaze, C.F. Wilson, L.V. Zasova [et al.]. – View : electronic // Space Science Review. – 2018. – No. 89. – URL: <https://doi.org/10.1007/s11214-018-0528-z>.
76. Gershman, R. Venus Surface Sample Return / R.Gershman, E.Nilsen, T.H. Sweetser. – View : electronic // IEEE Aerospace Conference Proceedings. – 2000. – Vol. 7. – URL: <https://www.researchgate.net/publication/3869011>.
77. Ghail, R.C. VenSAR on EnVision: Taking Earth observation radar to Venus / R.C. Ghail, D.Hall, P.J. Mason, R.R. Herrick [et al.]. – View : electronic // International Journal of Applied Earth Observation and Geoinformation. – 2018. – Vol. 64. – P. 365-376. – URL: <https://doi.org/10.1016/j.jag.2017.02.008>.
78. Hautaluoma, G. NASA Selects Four Possible Missions to Study the Secrets of the Solar System / G. Hautaluoma, J. Handal – View : electronic // NASA News. – 2020. – URL: <https://www.nasa.gov/press-release/nasa-selects-four-possible-missions-to-study-the-secrets-of-the-solar-system> (дата обращения: 14.03.2020).
79. Ivanov, M.A. Global geological map of Venus / M.A. Ivanov, J.W. Head. – Text : direct // Planetary Space Science. – 2011. – Vol. 59. – P. 1559-1600.
80. Kliore, A.J. The Venus International Reference Atmosphere / A.J. Kliore, V.I.Moroz, G.M. Keating. – Text : direct // Advances in Space Research. – 1985. – Vol. 5. – No. 11.

81. 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.
82. 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.
83. 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
84. 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.
85. Landing on Venus: past and future / A.T. Basilevsky, M.A. Ivanov, J.W. Head [et al.]. – Text : direct // Planetary and Space Science. – 2007. – Vol.55. – P. 2097–2112.
86. Lees, L. Laminar heat transfer over blunt-nosed bodies at hypersonic flight speeds / L. Lees. – View : electronic // Journal of Jet Propulsion/ – 1956. – Vol. 26. – Issue 4. – URL: <https://doi.org/10.2514/8.6977>.
87. Magellan mission summary / R.S. Saunders, A.J. Spear, P.C. Allin [et al.]. – View : electronic // Journal of Geophysical Research: Planets. – 1992. – Vol. 97, – Iss. E8. – P. 13067-13090. – URL: <https://doi.org/10.1029/92JE01397>.
88. Mars Pathfinder. Entry Descent and Landing. – URL: <https://mars.nasa.gov/MPF/mpf/edl/edl1.html>. – View : electronic.
89. Model of the structure of the atmosphere of Venus from the surface to 100 km altitude / A. Seiff, J.T. Schofield, A.J. Kliore [et al.]. – Text : direct // Advances in Space Research. – 1985. – Vol. 5. – No. 11. – P.3-58.
90. Our Space Heritage 1960-2000. – URL: <http://www.hughesscgheritage.com/pioneer-venus-photographs-jack-fisher/comment-page-1/> (дата обращения 11.04.2018). – View : electronic.
91. Phase II Report: Venera-D: Expanding Our Horizon Of Terrestrial Planet Climate And Geology Through The Comprehensive Exploration Of Venus. – View : electronic // Report Of The Venera-D Joint Science Definition Team, 2019. – January 31. – URL: <https://www.lpi.usra.edu/Vexag/Reports/Venera-Dphaseiiifinalreport.Pdf> (дата обращения: 18.03.2020).
92. Phosphine gas in the cloud decks of Venus / J.S. Greaves, A. M. S. Richards, W.Bains [et al.]. – View: electronic // Nature Astronomy. – 2020. – URL: <https://doi.org/10.1038/s41550-020-1174-4>.

93. Rarefied Aerodynamics Modelling System for Earth Satellites (RAMSES) / G. Koppenwallner, D. Johannsmeier, H. Klinkrad [et al.]. – Text : direct // Proc. XIX Int. Symp. on Rarefied Gas Dynamics, ed. by J. Harvey and G. Lord. – Oxford: University Press Oxford. – 1995. – P. 1366-1372.
94. Re-entry analysis of TerraSAR-X with SCARAB: IAC-03-IAA.5.4.02, 54th IAF Congress / T. Lips, B. Fritsche, G. Koppenwallner [et al.]. – Bremen, Germany, 2003. – Text : direct.
95. Reeves, B.L. Theory of laminar near wake of blunt bodies in hypersonic flow / B.L. Reeves, L. Lees. – View : electronic // AIAA Journal, 1965. – Vol. 3. – Issue 11. – URL: <https://doi.org/10.2514/3.3316>
96. Report of the Venera-D Joint Science Definition Team. – URL: http://www.iki.rssi.ru/events/2017/venera_d.pdf. – (дата обращения: 18.03.2020). – View : electronic.
97. Return to Venus of the Japanese Venus Climate Orbiter AKATSUKI / M. Nakamura, Y. Kawakatsu, C. Hirose [et al.]. – View : electronic // Acta Astronautica. – 2013. – Vol. 93. – P. 384-389. – URL: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.07.027>.
98. Sibulkin, M. Heat transfer near the forward stagnation point of body of revolution / M. Sibulkin. – Text : direct // Journal of Aeronautical Sciences, 1952. – Vol. 12. – No. 8.
99. The surface of Venus as revealed by Soviet Venera 9 and 10 / K.P.Florensky, L.B.Ronca, A.T. Basilevsky [et al.]. – Text: direct // Geological Society of America Bulletin. – 1977. – Vol. 88. – P. 1537-1545.
100. Venera-D Landing Sites selection and Cloud Layer Habitability Workshop. IKI, Moscow: Russia, 2019. – October 2-5. – URL: <http://www.venera-d.cosmos.ru/index.php?id=workshop2019&L=2> (дата обращения: 20.04.2020). – View : electronic.
101. Venus Express: An orbiter for the study of the atmosphere, the plasma environment, and the surface of Venus. Mission Definition Report. / D.V. Titov, E. Lellouch, F.W. Taylor, L. Marinangeli [et al.]. – View : electronic // ESA-SCI. – 2001. – 6. – (Eur. Space Agency. Paris). – URL: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.110.7859&rep=rep1&type=pdf> (дата обращения: 18.03.2020).
102. Venus Flagship Mission Study: Report of the Venus Science and Technology Definition Team / M.A. Bullock, D.A. Senske, T.S. Balint [et al.]. – 2009. – URL: <https://www.researchgate.net/publication/41626005> Venus Flagship Mission Study Report of the Venus Science and Technology Definition Team (дата обращения: 14.03.2020). – View : electronic.

103. Venus Mobile Explorer (VME): a mission concept study for the National Research Council Planetary Decadal Survey, NASA / L.S. Glaze, L. Adamc Michael, L. Baker Charles [et al.]. – 2009. – P. 1-12. – URL: <https://www.lpi.usra.edu/vexag/reports/VenusMobileExplorer.pdf>. – View : electronic.
104. Venus Origins Explorer (VOX), a Proposed New Frontier Mission / S.E. Smrekar, M.D. Dyar, S. Hensley [et al.]. – View : electronic // 15th Meeting of the Venus Exploration and Analysis Group (VEXAG), Laurel, Maryland. LPI Contribution, 2017. – 14-16 November. – No. 2061. – P. 8031. – URL:<https://www.hou.usra.edu/meetings/vexag2017/pdf/8031.pdf>.
105. VERITAS: A mission to study the highest priority Decadal Survey questions for Venus / S.E. Smrekar, L.T. Elkins-Tanton, S. Hensley [et al.]. – Text : direct // American Geophysical Union - Fall Meeting. – 2014. – abstract id.P21B-3912
106. Vortex circulation on Venus: Dynamical similarities with terrestrial hurricanes / S.S. Limaye, J.P. Kossin, C. Rozoff [et al.]. – View : electronic // Geophysical Research Letters. – 2009. – Vol. 36. – No. 4. – L04204. – doi: 10.1029/2008GL036093.

Приложение А

Таблица А.1

Данные по атмосфере Венеры согласно модели VIRA-30

Высота H, км	Плотность R ₀ , кг/м ³	Температура T, К	Температура T, °С	Давление P, бар	Скорость звука a, м/с
0	64,7900	735,3	462,1	92,1000	410,0
1	61,5600	727,7	454,5	86,4500	408,0
2	58,4500	720,2	447	81,0900	406,0
3	55,4700	712,4	439,2	76,0100	404,0
4	52,6200	704,6	431,4	71,2000	402,0
5	49,8700	696,8	423,6	66,6500	400,0
6	47,2400	688,8	415,6	62,3500	397,8
7	44,7100	681,1	407,9	58,2800	395,6
8	42,2600	673,6	400,4	54,4400	393,4
9	39,9500	665,8	392,6	50,8100	391,2
10	37,7200	658,2	385	47,3900	389,0
11	35,5800	650,6	377,4	44,1600	387,0
12	33,5400	643,2	370	41,1200	385,0
13	31,6000	635,5	362,3	38,2600	383,0
14	29,7400	628,1	354,9	35,5700	381,0
15	27,9500	620,8	347,6	33,0400	379,0
16	26,2700	613,3	340,1	30,6600	376,6
17	24,6800	605,2	332	28,4300	374,2
18	23,1800	597,1	323,9	26,3300	371,8
19	21,7400	589,3	316,1	24,3600	369,4
20	20,3900	580,7	307,5	22,5200	367,0
21	19,1100	572,4	299,2	20,7900	364,6
22	17,8800	564,3	291,1	19,1700	362,2
23	16,7100	556	282,8	17,6600	359,8
24	15,6200	547,5	274,3	16,2500	357,4
25	14,5700	539,2	266	14,9300	355,0
26	13,5900	530,7	257,5	13,7000	352,4
27	12,6500	522,3	249,1	12,5600	349,8
28	11,7700	513,8	240,6	11,4900	347,2
29	10,9300	505,6	232,4	10,5000	344,6
30	10,1500	496,9	223,7	9,5810	342,0
31	9,4060	488,3	215,1	8,7290	339,4
32	8,7040	479,9	206,7	7,9400	336,8
34	7,4200	463,4	190,2	6,5370	331,6
36	6,2740	448	174,8	5,3460	326,4
38	5,2760	432,5	159,3	4,3420	321,2
40	4,4040	417,6	144,4	3,5010	316,0
42	3,6460	403,5	130,3	2,8020	311,2
44	2,9850	391,2	118	2,2260	306,4
46	2,4260	379,7	106,5	1,7560	301,6
48	1,9670	366,4	93,2	1,3750	296,8
50	1,5940	350,5	77,3	1,0660	292,0

52	1,2840	333,3	60,1	0,8167	284,8
54	1,0320	312,8	39,6	0,6160	277,6
56	0,8183	291,8	18,6	0,4559	270,4
58	0,6289	275,2	2	0,3306	263,2
60	0,4694	262,8	-10,4	0,2357	256,0
62	0,3411	254,5	-18,7	0,1659	253,0
64	0,2443	245,4	-27,8	0,1156	250,0
66	0,1729	241	-32,2	0,0797	247,0
68	0,1210	235,4	-37,8	0,0545	244,0
70	0,0839	229,8	-43,4	0,0369	241,0
72	0,0578	224,1	-49,1	0,0248	237,8
74	0,0393	218,6	-54,6	0,0165	234,6
76	0,0266	212,1	-61,1	0,0108	231,4
78	0,0178	205,3	-67,9	0,0070	228,2
80	0,0119	197,1	-76,1	0,0045	225,0
82	0,0077	189,9	-83,3	0,0028	221,8
84	0,0049	183,8	-89,4	0,0017	218,6
86	0,0031	178,2	-95	0,0011	215,4
88	0,0019	173,6	-99,6	0,0006	212,2
90	0,0012	169,4	-103,8	0,0004	209,0
92	0,0007	167,2	-106	0,0002	208,0
94	0,0004	167,2	-106	$1,2810 \cdot 10^{-4}$	208,0
96	0,0002	169,2	-104	$7,5190 \cdot 10^{-5}$	208,9
98	$1,347 \cdot 10^{-4}$	172	-101,2	$4,4500 \cdot 10^{-5}$	210,5
100	$7,890 \cdot 10^{-5}$	175,4	-97,8	$2,6600 \cdot 10^{-5}$	213,0
130	$3,972 \cdot 10^{-8}$	262	-11,2	$1,9907 \cdot 10^{-8}$	246,0

Космические аппараты, запущенные к Венере СССР

Аппарат	Краткая информация
«Венера-1» (1961)	Первая космическая станция, направленная к Венере. АМС «Венера-1» - первый в истории человечества зонд, предназначенный для исследования планет. Получены параметры плазмы солнечного ветра в окрестностях Земли. Связь была потеряна через 7 дней, по расчетам она прошла на расстоянии 100 000 км от Венеры. Конструкция корабля «Венера-1» представляла собой цилиндр со сферической верхней частью. Длина аппарата составляла 2.035 м, диаметр — 1.05 м. Корабль был снабжён двумя солнечными батареями, закреплёнными в радиальном направлении с двух сторон цилиндрического корпуса. На внешней поверхности корпуса была закреплена параболическая антенна диаметром 2 м.
«Венера-2», «Венера-3» (1965)	«Венера-2» пролетела на расстоянии 24000 км от Венеры. «Венера-3» включала орбитальный отсек и спускаемый аппарат (СА) (представлял собой сферу диаметром 90 см, материал: АМг-6), который достиг Венеры и врезался в её поверхность в районе от -20° до $+20^{\circ}$ по широте и от 60° до 80° восточной долготы. Кроме данных о космическом и околопланетном пространстве научных данных о самой Венере получено не было.
«Венера-4» (1967)	Первый зонд (СА весом 377 кг имел сферическую форму диаметром 103 см, включал приборный и парашютный отсек, он был герметичен с внутренним давлением 2 атмосферы), который проник в атмосферу Венеры и передал данные о строении атмосферы (давлении и температуре) на высотах 55-25 км, составе атмосферы (90-95% CO ₂), обнаружил водородную корону Венеры, не обнаружил собственного магнитного поля и радиационных поясов. Первые спускаемые аппараты «Венера-4, 5, 6» (1967 – 1969) были раздавлены высоким давлением на высотах от 25 до 11 км.
«Венера-5», «Венера-6» (1969)	Посадочными аппаратами в ходе снижения от 55 до 18 км были проведены измерения температуры (от 25 до 320°C), давления (от 0,5 до 27 атм), освещенности и химического состава атмосферы планеты, который составлял: 97% CO ₂ , 2% N ₂ , менее 1% O ₂ , обнаружены следы водяного пара.
«Венера-7» (1970)	Спускаемый аппарат станции «Венера-7» впервые в мире совершил посадку на поверхность Венеры в 2000 км от утреннего терминатора на ночной стороне. СА передавал информацию в течение 53 минут, в том числе — 27 минут с поверхности. Измерялась температура атмосферы на спуске. Впервые измерены температура и давление на поверхности: в месте посадки они составляли $475 \pm 20^{\circ}\text{C}$ и 90 ± 15 атм. соответственно. Корпус СА был выполнен из титана, рассчитанный выдержать давление до 180 атм. СА весил 500 кг и включал амортизирующее устройство.
«Венера-8» (1972)	Посадка СА «Венера-8» была запланирована на дневную сторону с целью подготовки получения изображений следующими миссиями. Она совершила посадку на дневной стороне в 500 км от утреннего терминатора. Станция передавала информацию с поверхности в течение 50 минут. Была измерена освещенность, которая оказалась равной 350 ± 150 лк (экстраполированная к полудню составляет 1000-3000 лк – достаточная для работы телевизионных систем). Измерена скорость ветра, получена равной 50-60 м/с на высоте 50 км, и 0-2 м/с у поверхности, т.о. обнаружена

	суперротация атмосферы. Были произведены первые измерения содержания естественных радиоактивных элементов в грунте (калия, урана, тория).
В следующих миссиях СССР, начиная с «Венеры-9», более тяжелые космические станции несли большую научную нагрузку. Запуск производился с помощью ракеты-носителя «Протон».	
«Венера-9», «Венера-10» (1975)	<p>Космические станции «Венера-9 и -10» содержали как посадочные, так и первые орбитальные аппараты. Посадочные аппараты (ПА) этой серии работали на поверхности до двух часов. Они передали черно-белые панорамы поверхности, впервые позволили заглянуть под облачный слой планеты</p> <p>Станция «Венера-9» совершила мягкую посадку в восточной части области Бета на каменистую осыпь с уклоном поверхности около 30°.</p> <p>Станция «Венера-10» приземлилась в южной части области Бета на расстоянии примерно 2200 км к югу от станции «Венера-9». Горизонтальная поверхность в этом месте сложена крупными плитчатыми камнями с более светлой поверхностью.</p> <p>По содержанию естественных радиоактивных элементов (калия, урана и тория) состав грунта оказался аналогичным земным вулканическим базальтам.</p> <p>Впервые получены:</p> <ul style="list-style-type: none"> – панорамные телевизионные изображения с поверхности другой планеты; – в процессе спуска измерены плотность, давление, температура атмосферы Венеры, содержание водяного пара, проведены нефелометрические измерения частиц облаков, измерения освещенности в различных участках спектра; – обнаружена нижняя граница облаков (из 1 мкм частиц) на высоте 49 км, верхняя - около 63-68 км, возможно существование крупных кристаллов в нижней атмосфере; – измерены характеристики грунта (помимо гамма-спектрометра использовался радиационный плотномер), состав грунта близок к земным базальтам; – искусственные спутники (одновременно работающие ОА «Венеры-9» и «Венеры-10») позволили получить распределение температуры в области верхней границы облаков, спектры ночного свечения планеты, провести исследования водородной короны, многократное радиопросвечивание атмосферы и ионосферы, измерение магнитных полей и околопланетной плазмы; – измерена средняя скорость ветра на поверхности в районах посадки ПА «Венера-9» и «Венера-10», она составляла 0,5—1 м/с, зональная скорость ветра на высоте 50 км достигала ~ 60 м/с, результаты подтвердили существование суперротации; – производилась съемка облачного слоя двумя со-осными камерами с УФ- и Ф-фильтрами с орбиты спутника Венеры с высотой перицентра 1500 км, апоцентра 112000 км и периодом обращения 48 час 18 мин в течение двух месяцев.
«Венера-11, -12» (1978)	<p>АМС исследовали Венеру с ПА на поверхности и с пролетной траектории. Информация с поверхности передавалась в течение 110 минут.</p> <p>Обнаружена электрическая активность в облаках. Были измерены <i>in situ</i> (т.е. на месте) концентрации инертных газов: неона, аргона, криптона, а также содержание SO₂ и CO под облаками.</p>

	<p>Впервые во время спуска спектрометры производили измерения спектра дневного неба в области 0.4-1.2 мкм. Получена оценка содержания водяного пара 30 ± 10 ppm, практически постоянное под облаками до поверхности (очень важный результат, разрешивший противоречия между прямыми измерениями, которые давали разные значения до 1000 ppm)</p>
«Венера-13, -14» (1981)	<p>Панорамная съемка была уже цветной.</p> <p>СА «Венеры-13» совершил посадку в северной части области Феба среди обширных лавовых равнин. На изображении видны крупные светлые камни с плитчатой поверхностью, частично перекрытые темным мелкообломочным материалом.</p> <p>Место посадки станции «Венера-14» расположено примерно в 900 км к юго-востоку от места посадки станции «Венера-13». Это восточный склон крупного вулканического образования, поверхность которой сложена потоками лав. На поверхности доминируют плитчатые камни с признаками слоистости. Плитчатая поверхность камней распространяется от станции до видимого горизонта, мелкообломочного материала мало.</p> <p>Проведенный забор и исследование грунта показали, что порода в месте посадки аналогична земным базальтам. Была обнаружена грозовая активность.</p> <p>Был впервые произведен забор пробы грунта Венеры внутрь гермоотсека для определения элементного состава рентгено-флюоресцентным спектрометром.</p> <p>Впервые проведены спектрофотометрические измерения солнечного потока в УФ- области спектра при спуске. Было показано, что «УФ-поглотитель», отвечающий за поглощение при $\lambda > 0.32 \mu\text{m}$ отсутствует ниже 58 км, т.е. присутствует только в верхнем облачном слое («неизвестный УФ-поглотитель» поглощает 50% всей солнечной энергии, поглощенной Венерой).</p> <p>Были измерены содержания H_2S, COS, SFe, изотопное отношение $^{36}\text{Ar}/^{40}\text{Ar}$.</p>
«Венера-15, -16» (1983)	<p>Основной задачей было радарное картирование поверхности.</p> <p>Были построены карты северного полушария Венеры с горизонтальным разрешением 0.9-2.5 км и вертикальным – 50 м.</p> <p>КА «Венера-16» был исключительно использован для задачи радарного картирования.</p> <p>КА «Венера-15» включал Фурье-спектрометры для изучения атмосферы, Производилось изучение атмосферы и ионосферы с помощью радиопросвечивания.</p>
«Вега-1, -2» (1984)	<p>Посетили Венеру в 1985 г. на пути к комете Галлея</p> <p>Спускаемые модули массой около 2 т содержали посадочные аппараты и атмосферные зонды с комплексом научных приборов.</p> <p>С высоким разрешением по высоте измерен профиль температуры, обнаружены 2 конвективные зоны в атмосфере и суперadiaбатический температурный градиент у поверхности.</p> <p>Впервые было выполнено бурение и доставка образца внутрь гермоотсека. Состав поверхности в месте посадки, как и в других случаях, соответствовал вулканическим базальтам.</p> <p>Впервые в атмосферу другой планеты были запущены аэростатные зонды, которые дрейфовали более 48 ч на высоте 53—55 км на широте 7° вдоль экватора в северном и южном полушарии, проводя измерения метеорологических параметров атмосферы и передавая их</p>

	непосредственно на Землю. Этот эксперимент до сих пор остается единственным в своем роде.
--	---

Таблица А.3

Космические аппараты, запущенные к Венере США

Аппарат	Краткая информация
«Маринер-2» (1962)	Первая успешная миссия к другой планете. Пролетел мимо Венеры 14 декабря 1962. Была измерена температура в миллиметровом диапазоне – 400 К, которая была отнесена к нижней атмосфере или поверхности; оценена температура облачного слоя Венеры – 240 К (-30°C); не обнаружено собственного магнитного поля Венеры (< 0.1 земного); оценена массы Венеры ~ 0.81 массы Земли; исследовался солнечный ветер и межпланетное магнитное поле.
«Маринер-5» (1967)	Эксперимент по радиопросвечиванию атмосферы подтвердил высокую температуру и давление на поверхности Венеры, были произведены измерения облачного слоя в УФ-диапазоне, измерения солнечного ветра и магнитного поля.
«Маринер-10» (1973)	Запущен с целью изучения Венеры и Меркурия с пролетной траектории. Впервые целью миссии были две планеты. Впервые на борту были камеры в видимой и УФ-области, УФ- и ИК-спектрометры, впервые были переданы изображения другой планеты. После гравитационного маневра у Венеры «Маринер-10» изменил орбиту, так чтобы перигелий его орбиты вокруг Солнца совпал с орбитой Меркурия. Аппарат передал около 3 тыс. снимков планеты в видимом и УФ-спектральных диапазонах с разрешением до 90 метров и 18 метров соответственно. УФ-изображения, полученные с высокой контрастностью, показали, что облачные детали движутся с большой скоростью (до 100 м/с). Изображения были использованы для построения модели динамики верхнего облачного слоя Венеры. По УФ-изображениям и наблюдениям контрастов сделаны важные выводы по динамике Венеры, подтвержден четырехсуточный период вращения наблюдаемых облаков и др.
«Пионер-Венера-1» (1978)	Орбитальный аппарат, имевший 24-часовую эллиптическую орбиту вокруг Венеры. В течение полутора лет перицентр удерживался на высоте 142—253 км, апоцентр — 66900 км. В дальнейшем параметры орбиты неоднократно менялись. Работал до 1992 года. «Пионер-Венера-1» представлял собой цилиндр диаметром 2.5 м и высотой 1.2 м, на котором были смонтированы приборы, а также антенна диаметром 1.09 м. Осуществил 17 научных экспериментов, которые включали: <ul style="list-style-type: none"> – картографирование поверхности планеты с помощью радара; – измерение облаков с помощью фотополариметра; – проведение измерений с помощью инфракрасного радиометра и ультрафиолетового спектрометра (в частности, снимки облачного покрова); – определение состава верхней атмосферы с помощью масс-спектрометра нейтральных частиц; – эксперименты по измерению параметров солнечного ветра – измерение магнитного поля планеты с помощью магнитометра; – эксперименты по измерению ионосферы (масс-спектрометром ионов и датчиком электрического поля);

	<ul style="list-style-type: none"> – два эксперимента по измерению гравитационного поля Венеры с использованием радиосигнала; – измерение характеристик атмосферы при радиопросвечивании; – регистрация гамма-всплесков; – эксперимент по изучению верхней атмосферы: аппарат «задевал» ее в периферии, проводя измерения. <p>«Пионер-Венера-1» подтвердил, что Венера не имеет магнитного поля. По данным аппарата была построена модель ионосферы планеты, определён её состав и характер взаимодействия с солнечным ветром. Радиолокатор, установленный на борту «Пионер-Венеры-1», исследовал рельеф планеты (исключая полярные районы). На радиолокационных изображениях различались детали поперечником около 100 км, а в экваториальных районах — около 30 км. Оказалось, что на Венере, как и на Земле, есть горы, равнины, низменности. Горные районы занимают 8% поверхности планеты, самые обширные из них — Земля Иштар, Земля Афродиты и область Бета.</p> <p>Аппарат предоставил новые данные по динамике облачного покрова планеты и ее четырехдневной атмосферной суперротации. Кроме того, были обнаружены частые грозовые разряды, сконцентрированные в ограниченных областях.</p> <p>Инфракрасное зондирование выявило новые облачные структуры и постоянные быстро меняющиеся вихри на обоих полюсах (горячие диполи, окруженные полярным воротником). На УФ-снимках наблюдалось облачное образование в форме буквы Y. Оно было обнаружено в начале 60-х годов и только на ультрафиолетовых снимках. Оно имело два симметричных рукава относительно экватора и простиралось до широт в 45 градусов. Исследователи пришли к выводу, что эта структура представляет собой атмосферную волну.</p>
«Пионер-Венера-2» (1978)	<p>Содержал один большой и три малых спускаемых модуля: большой зонд (имевший парашютную систему в отличие от малых) вошел в атмосферу Венеры на дневной стороне планеты в экваториальной области. Один малый зонд, получивший название «День» – также на дневной стороне в южном полушарии, остальные два малых зонда «Ночь» и «Север» – на ночной стороне, соответственно, в южном и северном полушариях.</p> <p>Было получено обилие данных, касающихся атмосферы, но посадка не планировалась, и все спускаемые аппараты прекратили измерения на высоте 12 км.</p> <p>Малый зонд «День» передавал информацию с поверхности в течение 67 минут, но температурный датчик у него также не работал. Были ли получены данные с поверхности, неизвестно.</p> <p>Был определён состав атмосферы Венеры. В частности, оказалось, что концентрация аргона-36 и аргона-38 в венерианской атмосфере в 50—500 раз превышает концентрацию этих газов в атмосфере Земли (по концентрации инертных газов можно судить об эволюции планеты и вулканической активности). Важным открытием стало обнаружение ниже облачных слоёв водяных паров и высокая (по сравнению с ожидавшейся) концентрации молекулярного кислорода. Это говорило в пользу большего количества воды в геологическом прошлом планеты. В облачном покрове Венеры, были обнаружены как минимум три хорошо различимых слоя. Верхний слой (высота 65—70 км), содержит капли концентрированной серной кислоты. Средний слой кроме серной кислоты содержит большое число жидких и твёрдых частиц серы (позже</p>

	не подтвердилось). Нижний слой (высота около 50 км) содержит более крупные частицы, возможно и присутствие серы. Ниже 30 км атмосфера относительно прозрачна. Верхняя атмосфера Венеры оказалась холоднее (криосфера), чем предполагали ранее: на высоте 100 км — минус 93 °С, на верхней границе облаков — минус 40—60 °С.
«Магеллан» (1990)	Основная задача – радарное картирование поверхности. В результате большая часть планеты (за исключением полярных районов) была покрыта картами с разрешением до 100-200 м. Оказалось, что поверхность Венеры геологически наиболее молодая среди планет Солнечной системы: 80% ее было обновлено за счет лавовых извержений в течение последнего миллиарда лет. Морфология кратеров, отчетливо различаемых на радарных картах, указывала, что на протяжении последних 500-700 млн. лет сильной геологической активности на планете не наблюдалось. Цвет поверхности для карт Магеллана заимствован с цветных изображений «Венера-13 и -14».

Таблица А.4

Космические аппараты, запущенные к Венере другими странами

Аппарат	Краткая информация
«Венера-Экспресс» (ESA), 2006	Работал с 2006 по 2015 год на высокоэллиптической полярной орбите вокруг Венеры. Анализ полученных данных подтвердил: на Венере очень мало воды, высокое (по отношению к земному) измеренное отношение дейтерия к водороду $D/H \geq 200$ подтверждает, что на Венере когда-то было гораздо больше воды. К новым результатам этой миссии относится обнаружение гидроксидов и озона, исследование строения облаков, картирование нижнего облачного слоя (на ночной стороне планеты при отсутствии рассеянного солнечного излучения наблюдается излучение нижних слоев атмосферы и поверхности в спектральных «окнах прозрачности» – областях ИК-спектра, где поглощение CO_2 невелико), мониторинг температуры мезосферы, определение состава надоблачной и подоблачной атмосферы, динамики атмосферы на нескольких уровнях, по наблюдению ночных эмиссий, детальное изучение полярного «диполя» и др. Аппарат закончил работу и упал в атмосферу Венеры, хотя большинство научных приборов были способны продолжать функционирование.
«Акацуки» (JAXA), 2010	Запущен в 2010 году, однако из-за проблем с управлением вышел на орбиту (более высокую, чем планировалось, 1000×330000 км) вокруг Венеры только в 2015 году. В настоящее время это единственный активный космический аппарат у Венеры. На борту «Акацуки» установлено несколько камер в различных диапазонах спектра от УФ до дальнего ИК. Основная задача проекта – мониторинг атмосферной динамики и изучение природы суперротации. Для этой цели руководством проекта была выбрана экваториальная высокоэллиптическая орбита. Второстепенные задачи включают в себя поиск молний и вулканической активности на Венере. В настоящий момент приборы аппарата продолжают собирать научную информацию. Одним из главных результатов проекта стало наблюдение стационарной гравитационной волны над Землёй Афродиты в верхнем облачном слое. Кроме того, были обнаружены новые необычные детали облачной морфологии, экваториальный джет в нижнем облачном слое и увеличение скорости ветра по сравнению с данными «Венеры-Экспресс».

Космические аппараты, планируемые для запуска к Венере

Аппарат	Краткая информация
«Venus Flagship Mission (VFM)» (NASA)	<p>Включает в свой состав орбитальный аппарат, два аэростата для полета в облачном слое Венеры и два посадочных модуля в разных районах поверхности.</p> <p>Орбитальный аппарат сначала будет использован как ретранслятор для получения информации от аэростатов в течение месяца и двух посадочных аппаратов в течение 5 часов (не считая 1-часовой фазы спуска). После этого орбитальный аппарат выйдет на 230-км круговую научную картографическую орбиту для двухлетней картографической миссии.</p> <p>Посадочные аппараты в процессе спуска будут производить измерения атмосферы и делать изображения поверхности. Находясь на поверхности, они будут выполнять высокоточный анализ элементного и минералогического состава горных пород и почв на поверхности и под ней. Панорамные изображения мест посадки предполагаются с разрешением на порядок выше, чем это было достигнуто с помощью предыдущих аппаратов, что обеспечили бы знание геологических условий для мест посадки и отбора проб.</p> <p>Масса посадочного аппарата 686 кг, масса полезной нагрузки – 106,2 кг. Посадочный аппарат имеет сферическую форму, его герметичный контейнер диаметром 0,9 м (толщина стенки 1 см) выполнен из титана, ферма и верхняя часть ударного кольца выполнены также из титана со сминаемым сотовым материалом внизу кольца. Конструкция отличается новой функцией – герметичный контейнер предполагается вращающимся, что, во-первых, обеспечивает простой способ перемещения сверла на требуемую площадку для бурения без использования роботизированных устройств, во-вторых, поворот позволяет получать простые высококачественные панорамные изображения с помощью одной камеры.</p>
«Venus Mobile Explorer (VME)» (NASA)	<p>Элементами миссии предполагаются зонд и пролетный космический аппарат, который используется как ретранслятор. Зонд будет включать в свой состав элементы для входа в атмосферу Венеры и спуска на поверхность: лобовой экран, парашютные системы и посадочный модуль. Посадочный модуль будет иметь две основные системы: гондолу (систему, которая содержит научные инструменты внутри термоизолированного герметичного контейнера) и сильфонную систему воздушной подвижности, включающую сильфон и системы наддува.</p> <p>Механическая система посадочного модуля предназначена для безопасной транспортировки комплекта научных инструментов на несколько площадок поверхности Венеры.</p> <p>Для достижения двух посадочных площадок и так называемой воздушной мобильности, конструкция предусматривает наличие большого резервуара с гелием и сборку из надувных сильфонов.</p> <p>Укомплектованный таким образом посадочный модуль предназначен для размещения его внутри лобового экрана.</p> <p>Лобовой экран аналогичный миссии «Пионер-Венера-2», но диаметрой 3,5 м, задняя оболочка похожа по форме на используемый в КА «Stardust». Конструкция представляет собой конфигурацию из нескольких слоев общей толщиной 5,08 см с композитными слоями и</p>

	<p>алюминиевыми сотами между ними. Полная масса лобового экрана, включая конструкцию, теплозащиту и парашюты - 876 кг (без учета 30% запаса). Масса экрана 634 кг, заднего кожуха – 192 кг, парашютов и механизмов – 50 кг.</p>
<p>«DAVINCI/ DAVINCI+» (NASA)</p>	<p>Миссия предназначена для отправки зонда на Венеру. Целью миссии DAVINCI+ является изучение химического состава атмосферы Венеры «для понимания, как она формировалась, эволюционировала и для определения того, была ли когда-то на Венере вода» Зонд, который в течение 63 минут будет опускаться на поверхность Венеры, проанализирует химический состав атмосферы планеты и изучит и исследует характеристики её поверхности. До 2020 года проект миссии назывался просто DAVINCI, после чего к названию миссии добавился знак «+». Он означает, что помимо изучения атмосферы зонд также получит камеры для фотографирования поверхности.</p>
<p>«Венера-Д» (Роскосмос)</p>	<p>Комплексная миссия, предназначенная для исследования атмосферы, поверхности, внутреннего строения и окружающей плазмы Венеры на новом научно-техническом уровне посредством долговременных дистанционных наблюдений с орбитального модуля, надежного посадочного аппарата типа «Венера-Вега» (10 успешных посадок), атмосферных зондов с переменной высотой плавания, с временем жизни до нескольких месяцев, а также долгоживущих посадочных станций с временем жизни более 4 месяцев.</p>

Приложение Б

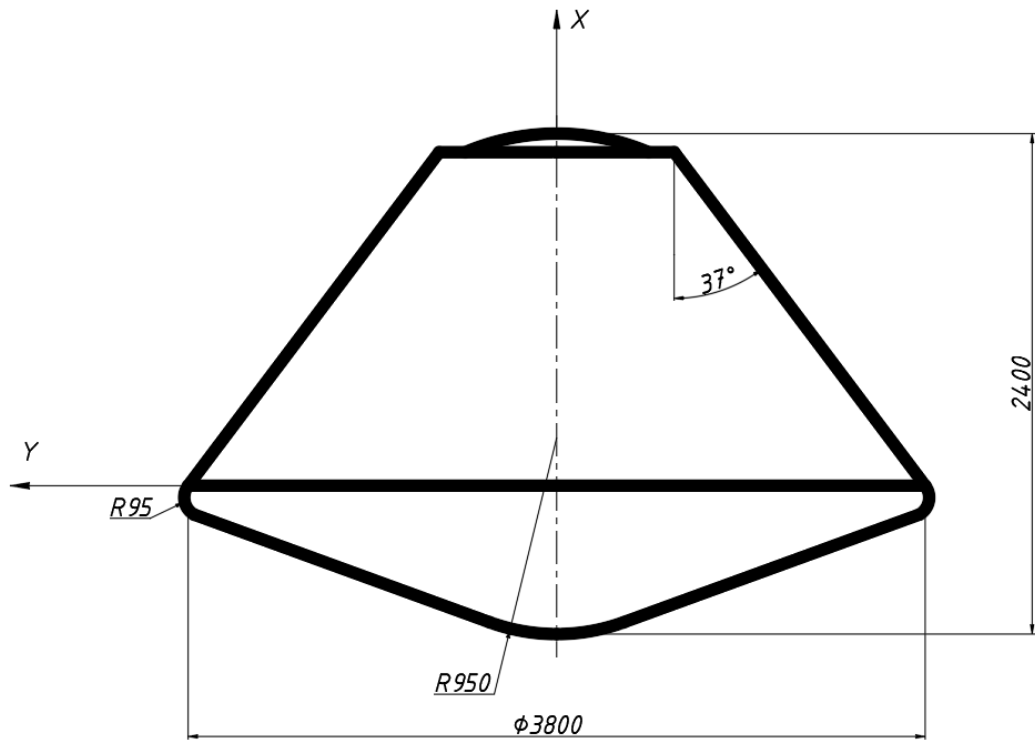


Рисунок Б.1 – ПА типа «Экзомарс», рассматриваемый в рамках миссии «Венера-Д»

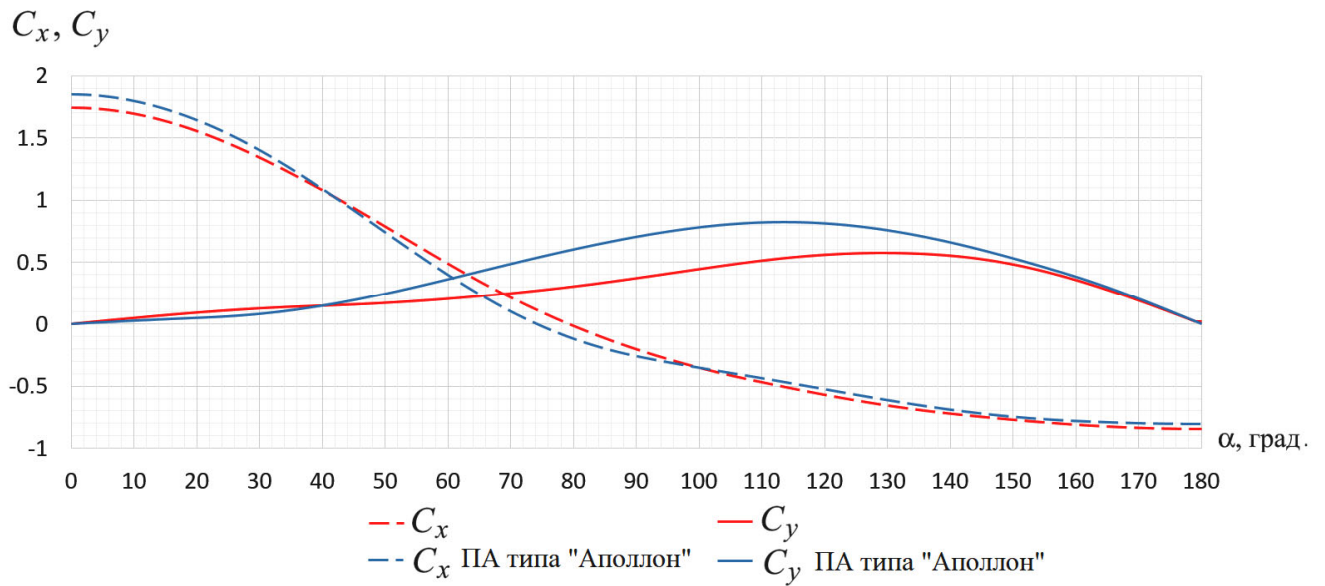


Рисунок Б.2 – Аэродинамические коэффициенты в связанной системе координат для аппарата на основе десантного модуля «Экзомарс» (красный цвет) и аппарата типа «Аполлон» (синий цвет)

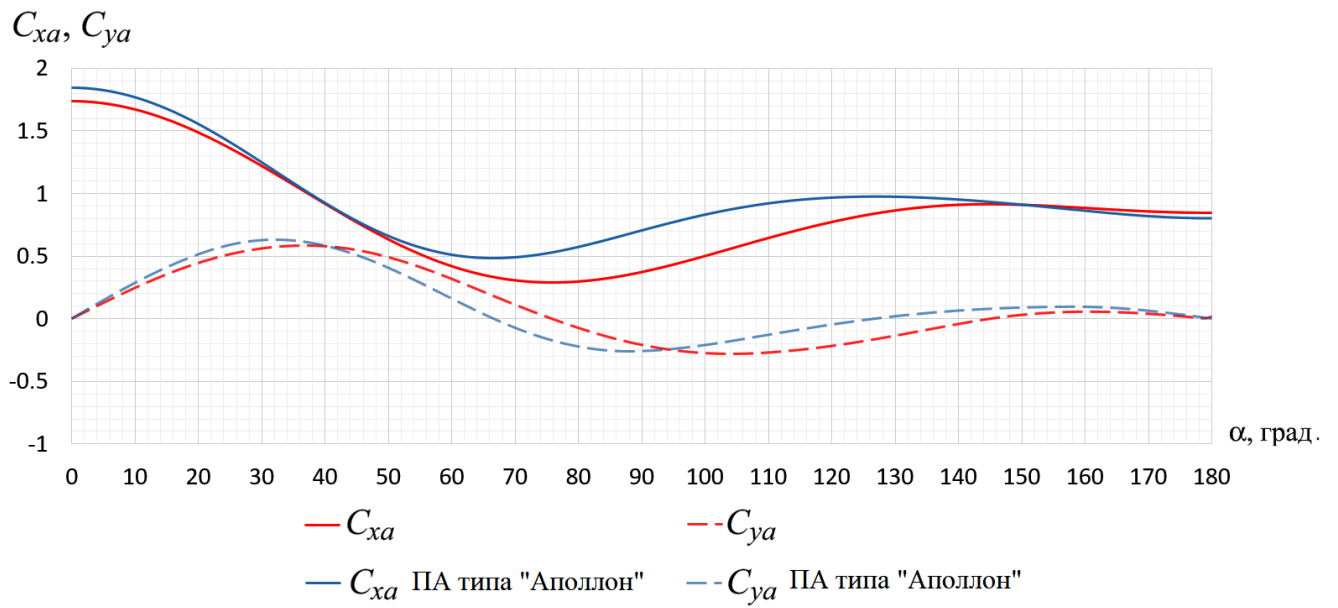


Рисунок Б.3 – Аэродинамические коэффициенты в скоростной системе координат для аппарата на основе десантного модуля «Экзомарс» (красный цвет) и аппарата типа «Аполлон» (синий цвет)

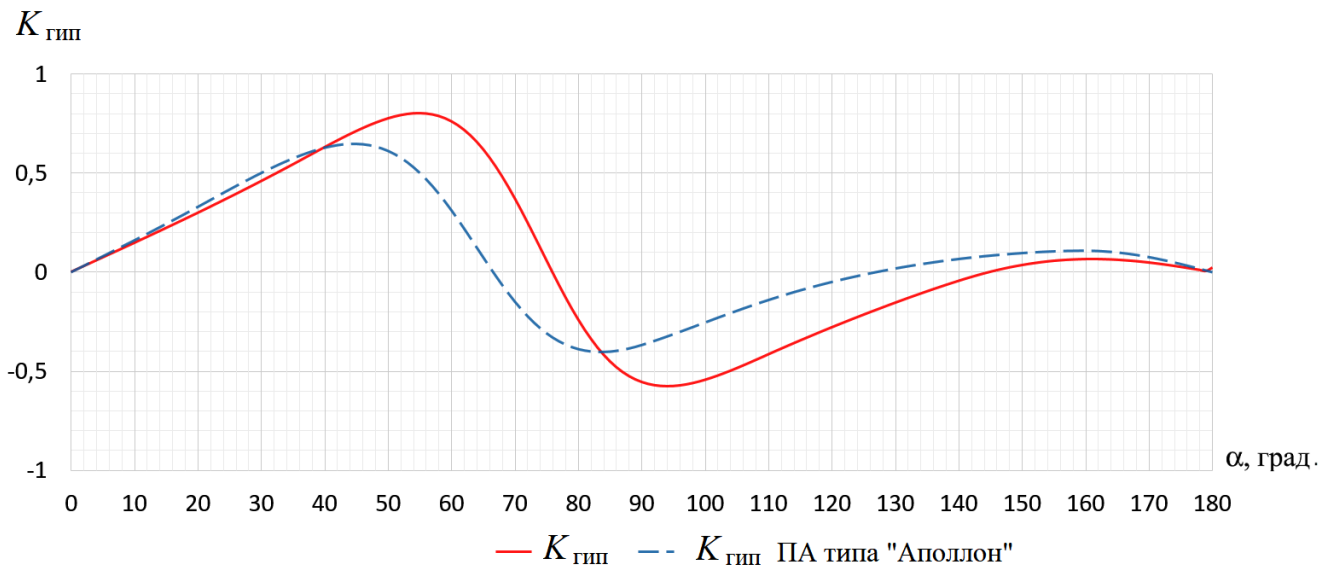


Рисунок Б.4 – Аэродинамическое качество для аппарата на основе десантного модуля «Экзомарс» (красный цвет) и аппарата типа «Аполлон» (синий цвет)

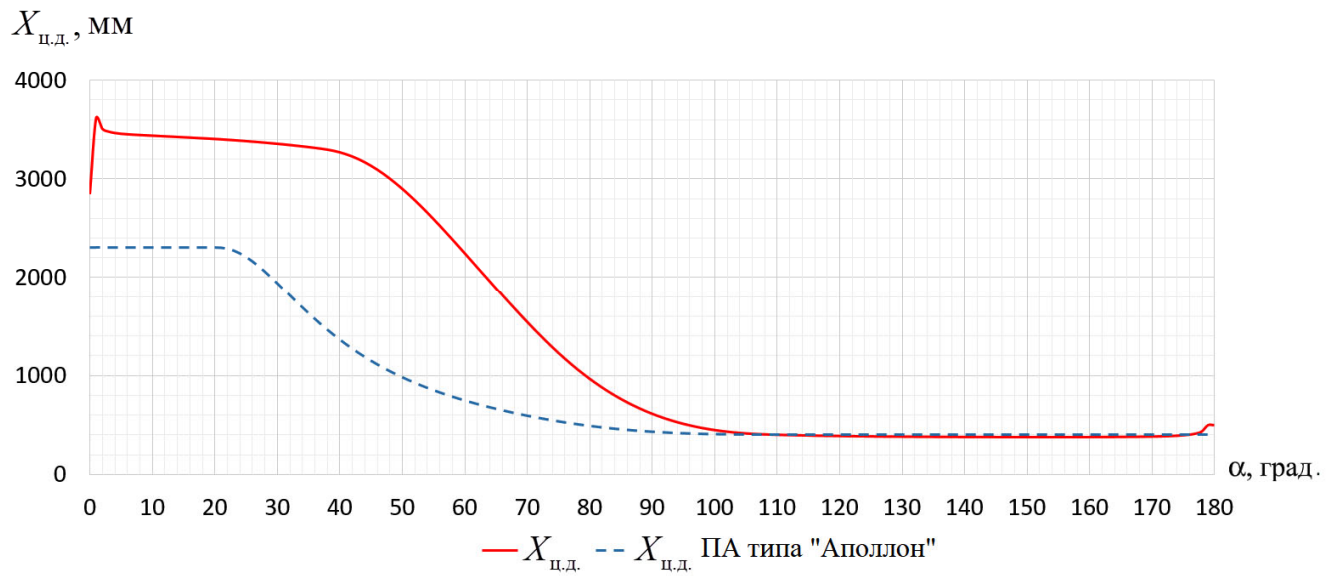


Рисунок Б.5 – Аэродинамические коэффициенты в скоростной системе координат для аппарата на основе десантного модуля «Экзомарс» (красный цвет) и аппарата типа «Аполлон» (синий цвет)

Приложение В

Таблица В.1

Характеристики для ПА типа «Вега» (сфера)

α	C_x	C_y	C_{xa}	C_{ya}	$K_{гип}$
0	0.9976	0.0017	0.998	0	0
1	0.9974	0.0192	0.998	0	0
2	0.9969	0.0366	0.998	0	0
3	0.9961	0.0540	0.998	0	0
4	0.9950	0.0713	0.998	0	0
5	0.9936	0.0887	0.998	0	0
6	0.9919	0.1060	0.998	0	0
7	0.9899	0.1233	0.998	0	0
8	0.9876	0.1406	0.998	0	0
9	0.9850	0.1578	0.998	0	0
10	0.9821	0.1749	0.998	0	0
11	0.9789	0.1921	0.998	0	0
12	0.9754	0.2091	0.998	0	0
13	0.9716	0.2261	0.998	0	0
14	0.9675	0.2430	0.998	0	0
15	0.9632	0.2599	0.998	0	0
16	0.9585	0.2767	0.998	0	0
17	0.9535	0.2933	0.998	0	0
18	0.9482	0.3100	0.998	0	0
19	0.9427	0.3265	0.998	0	0
20	0.9368	0.3429	0.998	0	0
21	0.9307	0.3592	0.998	0	0
22	0.9243	0.3754	0.998	0	0
23	0.9176	0.3914	0.998	0	0
24	0.9106	0.4074	0.998	0	0
25	0.9034	0.4232	0.998	0	0
26	0.8959	0.4389	0.998	0	0
27	0.8881	0.4545	0.998	0	0
28	0.8800	0.4700	0.998	0	0
29	0.8717	0.4853	0.998	0	0
30	0.8631	0.5004	0.998	0	0
31	0.8542	0.5154	0.998	0	0
32	0.8451	0.5302	0.998	0	0
33	0.8357	0.5449	0.998	0	0
34	0.8260	0.5594	0.998	0	0
35	0.8162	0.5738	0.998	0	0
36	0.8060	0.5879	0.998	0	0
37	0.7956	0.6019	0.998	0	0
38	0.7850	0.6157	0.998	0	0
39	0.7742	0.6294	0.998	0	0
40	0.7630	0.6428	0.998	0	0
41	0.7517	0.6560	0.998	0	0
42	0.7401	0.6691	0.998	0	0

43	0.7284	0.6819	0.998	0	0
44	0.7164	0.6945	0.998	0	0
45	0.7041	0.7069	0.998	0	0
46	0.6917	0.7191	0.998	0	0
47	0.6790	0.7311	0.998	0	0
48	0.6662	0.7428	0.998	0	0
49	0.6531	0.7544	0.998	0	0
50	0.6398	0.7657	0.998	0	0
51	0.6264	0.7767	0.998	0	0
52	0.6127	0.7876	0.998	0	0
53	0.5989	0.7982	0.998	0	0
54	0.5849	0.8085	0.998	0	0
55	0.5707	0.8186	0.998	0	0
56	0.5563	0.8285	0.998	0	0
57	0.5418	0.8381	0.998	0	0
58	0.5271	0.8474	0.998	0	0
59	0.5122	0.8565	0.998	0	0
60	0.4972	0.8653	0.998	0	0
61	0.4820	0.8739	0.998	0	0
62	0.4667	0.8822	0.998	0	0
63	0.4512	0.8902	0.998	0	0
64	0.4356	0.8980	0.998	0	0
65	0.4199	0.9055	0.998	0	0
66	0.4041	0.9127	0.998	0	0
67	0.3881	0.9196	0.998	0	0
68	0.3720	0.9262	0.998	0	0
69	0.3558	0.9326	0.998	0	0
70	0.3394	0.9387	0.998	0	0
71	0.3230	0.9445	0.998	0	0
72	0.3065	0.9500	0.998	0	0
73	0.2899	0.9552	0.998	0	0
74	0.2732	0.9601	0.998	0	0
75	0.2564	0.9648	0.998	0	0
76	0.2395	0.9691	0.998	0	0
77	0.2226	0.9732	0.998	0	0
78	0.2056	0.9769	0.998	0	0
79	0.1885	0.9804	0.998	0	0
80	0.1714	0.9835	0.998	0	0
81	0.1542	0.9864	0.998	0	0
82	0.1370	0.9889	0.998	0	0
83	0.1198	0.9912	0.998	0	0
84	0.1025	0.9931	0.998	0	0
85	0.0852	0.9947	0.998	0	0
86	0.0678	0.9961	0.998	0	0
87	0.0504	0.9971	0.998	0	0
88	0.0331	0.9978	0.998	0	0
89	0.0157	0.9983	0.998	0	0
90	-0.0017	0.9984	0.998	0	0
91	-0.0191	0.9982	0.998	0	0
92	-0.0365	0.9977	0.998	0	0

93	-0.0539	0.9969	0.998	0	0
94	-0.0713	0.9958	0.998	0	0
95	-0.0886	0.9944	0.998	0	0
96	-0.1059	0.9927	0.998	0	0
97	-0.1232	0.9907	0.998	0	0
98	-0.1405	0.9884	0.998	0	0
99	-0.1577	0.9858	0.998	0	0
100	-0.1748	0.9829	0.998	0	0
101	-0.1920	0.9797	0.998	0	0
102	-0.2090	0.9762	0.998	0	0
103	-0.2260	0.9724	0.998	0	0
104	-0.2429	0.9683	0.998	0	0
105	-0.2598	0.9639	0.998	0	0
106	-0.2765	0.9592	0.998	0	0
107	-0.2932	0.9542	0.998	0	0
108	-0.3098	0.9489	0.998	0	0
109	-0.3263	0.9433	0.998	0	0
110	-0.3427	0.9375	0.998	0	0
111	-0.3590	0.9314	0.998	0	0
112	-0.3752	0.9249	0.998	0	0
113	-0.3913	0.9182	0.998	0	0
114	-0.4072	0.9112	0.998	0	0
115	-0.4231	0.9040	0.998	0	0
116	-0.4388	0.8964	0.998	0	0
117	-0.4543	0.8886	0.998	0	0
118	-0.4698	0.8805	0.998	0	0
119	-0.4851	0.8722	0.998	0	0
120	-0.5002	0.8636	0.998	0	0
121	-0.5152	0.8547	0.998	0	0
122	-0.5300	0.8456	0.998	0	0
123	-0.5447	0.8362	0.998	0	0
124	-0.5592	0.8265	0.998	0	0
125	-0.5735	0.8166	0.998	0	0
126	-0.5877	0.8065	0.998	0	0
127	-0.6017	0.7961	0.998	0	0
128	-0.6155	0.7854	0.998	0	0
129	-0.6291	0.7745	0.998	0	0
130	-0.6425	0.7634	0.998	0	0
131	-0.6557	0.7521	0.998	0	0
132	-0.6688	0.7405	0.998	0	0
133	-0.6816	0.7287	0.998	0	0
134	-0.6942	0.7167	0.998	0	0
135	-0.7066	0.7045	0.998	0	0
136	-0.7188	0.6920	0.998	0	0
137	-0.7307	0.6793	0.998	0	0
138	-0.7425	0.6665	0.998	0	0
139	-0.7540	0.6534	0.998	0	0
140	-0.7653	0.6401	0.998	0	0
141	-0.7763	0.6266	0.998	0	0
142	-0.7872	0.6130	0.998	0	0

143	-0.7977	0.5991	0.998	0	0
144	-0.8081	0.5851	0.998	0	0
145	-0.8182	0.5709	0.998	0	0
146	-0.8280	0.5565	0.998	0	0
147	-0.8376	0.5420	0.998	0	0
148	-0.8469	0.5273	0.998	0	0
149	-0.8560	0.5124	0.998	0	0
150	-0.8648	0.4974	0.998	0	0
151	-0.8733	0.4822	0.998	0	0
152	-0.8816	0.4669	0.998	0	0
153	-0.8896	0.4514	0.998	0	0
154	-0.8974	0.4358	0.998	0	0
155	-0.9049	0.4201	0.998	0	0
156	-0.9120	0.4042	0.998	0	0
157	-0.9190	0.3882	0.998	0	0
158	-0.9256	0.3721	0.998	0	0
159	-0.9320	0.3559	0.998	0	0
160	-0.9380	0.3396	0.998	0	0
161	-0.9438	0.3232	0.998	0	0
162	-0.9493	0.3066	0.998	0	0
163	-0.9545	0.2900	0.998	0	0
164	-0.9594	0.2733	0.998	0	0
165	-0.9641	0.2565	0.998	0	0
166	-0.9684	0.2397	0.998	0	0
167	-0.9724	0.2227	0.998	0	0
168	-0.9762	0.2057	0.998	0	0
169	-0.9796	0.1886	0.998	0	0
170	-0.9827	0.1715	0.998	0	0
171	-0.9856	0.1543	0.998	0	0
172	-0.9881	0.1371	0.998	0	0
173	-0.9904	0.1199	0.998	0	0
174	-0.9923	0.1025	0.998	0	0
175	-0.9940	0.0852	0.998	0	0
176	-0.9953	0.0678	0.998	0	0
177	-0.9963	0.0505	0.998	0	0
178	-0.9970	0.0331	0.998	0	0
179	-0.9975	0.0157	0.998	0	0
180	-0.9975	0.0151	0.998	0	0

Таблица В.2

Характеристики для ПА типа «Союз»

α	C_x	C_y	C_{xa}	C_{ya}	$K_{гип}$	$X_{цд}$
0	1.7134	0.0000	1.7134	0.0000	0.0000	1355.767
1	1.7129	0.0054	1.7127	0.0274	0.0160	1357.866
2	1.7113	0.0104	1.7106	0.0523	0.0306	1357.819
3	1.7089	0.0153	1.7072	0.0771	0.0452	1357.803
4	1.7054	0.0202	1.7025	0.1018	0.0598	1357.866
5	1.7010	0.0251	1.6965	0.1262	0.0744	1357.806
6	1.6957	0.0300	1.6893	0.1504	0.0890	1357.533

7	1.6894	0.0348	1.6808	0.1742	0.1037	1356.949
8	1.6822	0.0399	1.6711	0.1976	0.1182	1354.103
9	1.6740	0.0452	1.6601	0.2202	0.1326	1346.497
10	1.6649	0.0508	1.6480	0.2420	0.1468	1334.234
11	1.6548	0.0568	1.6348	0.2629	0.1608	1318.446
12	1.6438	0.0631	1.6205	0.2829	0.1746	1300.064
13	1.6318	0.0698	1.6052	0.3019	0.1881	1279.987
14	1.6190	0.0768	1.5889	0.3199	0.2013	1258.828
15	1.6052	0.0842	1.5717	0.3368	0.2143	1237.098
16	1.5905	0.0920	1.5536	0.3526	0.2270	1215.184
17	1.5749	0.1002	1.5348	0.3673	0.2393	1193.364
18	1.5585	0.1089	1.5152	0.3807	0.2513	1171.839
19	1.5412	0.1179	1.4949	0.3930	0.2629	1150.728
20	1.5231	0.1272	1.4741	0.4039	0.2740	1130.159
21	1.5042	0.1370	1.4527	0.4137	0.2848	1110.174
22	1.4845	0.1471	1.4308	0.4222	0.2951	1090.821
23	1.4640	0.1577	1.4085	0.4294	0.3048	1072.127
24	1.4428	0.1685	1.3858	0.4353	0.3141	1054.086
25	1.4209	0.1797	1.3629	0.4400	0.3228	1036.705
26	1.3982	0.1912	1.3398	0.4434	0.3309	1019.969
27	1.3749	0.2031	1.3165	0.4456	0.3384	1003.862
28	1.3510	0.2152	1.2931	0.4465	0.3453	988.37
29	1.3265	0.2277	1.2698	0.4462	0.3514	973.4638
30	1.3013	0.2405	1.2465	0.4446	0.3567	959.1221
31	1.2756	0.2535	1.2232	0.4418	0.3612	945.319
32	1.2494	0.2669	1.2002	0.4378	0.3648	932.038
33	1.2226	0.2806	1.1774	0.4326	0.3674	919.2456
34	1.1953	0.2945	1.1549	0.4263	0.3691	906.9407
35	1.1676	0.3087	1.1328	0.4188	0.3697	895.0889
36	1.1395	0.3232	1.1111	0.4102	0.3692	883.6731
37	1.1109	0.3379	1.0899	0.4006	0.3676	872.672
38	1.0820	0.3528	1.0691	0.3900	0.3648	862.0699
39	1.0528	0.3679	1.0490	0.3785	0.3608	851.8452
40	1.0233	0.3832	1.0295	0.3660	0.3555	841.9847
41	0.9935	0.3986	1.0107	0.3527	0.3489	832.4704
42	0.9635	0.4143	0.9926	0.3386	0.3411	823.2896
43	0.9333	0.4300	0.9753	0.3237	0.3319	814.4169
44	0.9029	0.4460	0.9587	0.3081	0.3213	805.8523
45	0.8723	0.4620	0.9430	0.2918	0.3094	797.5705
46	0.8417	0.4782	0.9282	0.2749	0.2962	789.5709
47	0.8110	0.4945	0.9142	0.2575	0.2816	781.8281
48	0.7802	0.5108	0.9012	0.2395	0.2658	774.3411
49	0.7494	0.5273	0.8892	0.2212	0.2488	767.0854
50	0.7186	0.5437	0.8781	0.2025	0.2306	760.0693
51	0.6878	0.5603	0.8680	0.1835	0.2114	753.2679
52	0.6572	0.5768	0.8589	0.1642	0.1912	746.681
53	0.6267	0.5934	0.8508	0.1449	0.1703	740.2952
54	0.5963	0.6099	0.8437	0.1254	0.1486	734.1124
55	0.5661	0.6264	0.8376	0.1059	0.1264	728.1118
56	0.5361	0.6429	0.8326	0.0864	0.1038	722.2915

57	0.5064	0.6592	0.8286	0.0671	0.0810	716.6491
58	0.4769	0.6756	0.8256	0.0479	0.0580	711.1719
59	0.4478	0.6918	0.8236	0.0290	0.0352	705.8568
60	0.4189	0.7079	0.8225	0.0103	0.0125	700.6987
61	0.3905	0.7239	0.8225	-0.0080	-0.0098	695.6865
62	0.3623	0.7398	0.8234	-0.0260	-0.0315	690.8173
63	0.3346	0.7555	0.8252	-0.0434	-0.0526	686.0892
64	0.3074	0.7711	0.8279	-0.0603	-0.0728	681.4965
65	0.2806	0.7865	0.8315	-0.0766	-0.0922	677.0452
66	0.2543	0.8016	0.8359	-0.0923	-0.1105	672.7332
67	0.2284	0.8166	0.8411	-0.1074	-0.1276	668.5632
68	0.2031	0.8314	0.8471	-0.1217	-0.1437	664.5369
69	0.1782	0.8460	0.8539	-0.1353	-0.1584	660.6526
70	0.1539	0.8603	0.8613	-0.1481	-0.1719	656.917
71	0.1301	0.8744	0.8694	-0.1601	-0.1841	653.3255
72	0.1069	0.8882	0.8781	-0.1713	-0.1951	649.8822
73	0.0841	0.9018	0.8873	-0.1817	-0.2047	646.5931
74	0.0619	0.9151	0.8971	-0.1912	-0.2131	643.4517
75	0.0402	0.9282	0.9073	-0.1998	-0.2202	640.4636
76	0.0190	0.9410	0.9180	-0.2076	-0.2261	637.6281
77	-0.0017	0.9535	0.9290	-0.2145	-0.2309	634.9445
78	-0.0218	0.9657	0.9404	-0.2205	-0.2344	632.4123
79	-0.0414	0.9776	0.9521	-0.2255	-0.2369	630.0316
80	-0.0605	0.9892	0.9640	-0.2297	-0.2383	627.8065
81	-0.0792	1.0004	0.9761	-0.2330	-0.2387	625.726
82	-0.0973	1.0114	0.9884	-0.2354	-0.2381	623.8019
83	-0.1149	1.0220	1.0008	-0.2368	-0.2366	622.027
84	-0.1320	1.0322	1.0132	-0.2374	-0.2343	620.3983
85	-0.1487	1.0421	1.0256	-0.2371	-0.2312	618.9158
86	-0.1648	1.0516	1.0380	-0.2360	-0.2273	617.576
87	-0.1806	1.0608	1.0503	-0.2340	-0.2228	616.3829
88	-0.1959	1.0696	1.0625	-0.2312	-0.2176	615.3267
89	-0.2107	1.0780	1.0745	-0.2276	-0.2118	614.4109
90	-0.2252	1.0859	1.0863	-0.2233	-0.2055	613.6315
91	-0.2392	1.0935	1.0979	-0.2182	-0.1987	612.9831
92	-0.2528	1.1006	1.1091	-0.2123	-0.1914	612.4656
93	-0.2661	1.1073	1.1201	-0.2058	-0.1837	612.0749
94	-0.2790	1.1136	1.1307	-0.1986	-0.1757	611.808
95	-0.2915	1.1194	1.1409	-0.1908	-0.1673	611.661
96	-0.3037	1.1248	1.1507	-0.1824	-0.1586	611.6284
97	-0.3156	1.1296	1.1600	-0.1735	-0.1496	611.7111
98	-0.3271	1.1340	1.1688	-0.1641	-0.1404	611.901
99	-0.3384	1.1380	1.1772	-0.1542	-0.1310	612.2003
100	-0.3494	1.1414	1.1850	-0.1438	-0.1214	612.5978
101	-0.3602	1.1443	1.1922	-0.1331	-0.1117	613.094
102	-0.3707	1.1467	1.1989	-0.1221	-0.1018	613.6797
103	-0.3809	1.1485	1.2050	-0.1107	-0.0919	614.3541
104	-0.3910	1.1499	1.2105	-0.0991	-0.0819	615.1129
105	-0.4009	1.1507	1.2154	-0.0873	-0.0718	615.953
106	-0.4105	1.1509	1.2196	-0.0753	-0.0617	616.8639

107	-0.4200	1.1506	1.2232	-0.0631	-0.0516	617.8469
108	-0.4294	1.1497	1.2262	-0.0509	-0.0415	618.8882
109	-0.4386	1.1483	1.2286	-0.0387	-0.0315	619.9973
110	-0.4477	1.1462	1.2303	-0.0265	-0.0215	621.159
111	-0.4566	1.1436	1.2313	-0.0143	-0.0116	622.3668
112	-0.4655	1.1404	1.2318	-0.0023	-0.0019	623.6241
113	-0.4744	1.1366	1.2316	0.0096	0.0078	624.9157
114	-0.4831	1.1322	1.2308	0.0213	0.0173	626.2436
115	-0.4918	1.1272	1.2294	0.0328	0.0267	627.6037
116	-0.5004	1.1216	1.2274	0.0440	0.0359	628.989
117	-0.5090	1.1153	1.2248	0.0549	0.0448	630.3929
118	-0.5176	1.1085	1.2216	0.0655	0.0536	631.8159
119	-0.5261	1.1010	1.2179	0.0758	0.0622	633.2542
120	-0.5345	1.0930	1.2137	0.0857	0.0706	634.7025
121	-0.5429	1.0844	1.2089	0.0952	0.0788	636.1664
122	-0.5512	1.0752	1.2037	0.1044	0.0867	637.6472
123	-0.5595	1.0654	1.1980	0.1131	0.0944	639.1373
124	-0.5676	1.0550	1.1919	0.1215	0.1019	640.6443
125	-0.5757	1.0441	1.1853	0.1293	0.1091	642.1638
126	-0.5838	1.0326	1.1783	0.1367	0.1160	643.7004
127	-0.5918	1.0206	1.1710	0.1437	0.1227	645.2485
128	-0.5997	1.0081	1.1633	0.1501	0.1290	646.8139
129	-0.6075	0.9950	1.1553	0.1560	0.1351	648.3922
130	-0.6152	0.9814	1.1470	0.1615	0.1408	649.9876
131	-0.6229	0.9673	1.1384	0.1665	0.1462	651.5931
132	-0.6304	0.9527	1.1295	0.1710	0.1514	653.2111
133	-0.6379	0.9377	1.1205	0.1749	0.1561	654.8412
134	-0.6452	0.9222	1.1112	0.1784	0.1606	656.4922
135	-0.6524	0.9062	1.1018	0.1814	0.1647	658.1505
136	-0.6595	0.8899	1.0922	0.1839	0.1684	659.8227
137	-0.6664	0.8731	1.0826	0.1860	0.1718	661.5126
138	-0.6733	0.8560	1.0728	0.1875	0.1748	663.2145
139	-0.6800	0.8384	1.0629	0.1885	0.1774	664.9335
140	-0.6866	0.8205	1.0530	0.1890	0.1795	666.6641
141	-0.6931	0.8022	1.0431	0.1891	0.1812	668.4117
142	-0.6994	0.7836	1.0333	0.1886	0.1826	670.1763
143	-0.7057	0.7646	1.0234	0.1877	0.1834	671.9542
144	-0.7118	0.7453	1.0136	0.1864	0.1839	673.7437
145	-0.7177	0.7258	1.0039	0.1846	0.1839	675.5535
146	-0.7235	0.7060	0.9943	0.1825	0.1835	677.3736
147	-0.7291	0.6860	0.9848	0.1799	0.1827	679.2105
148	-0.7346	0.6657	0.9754	0.1770	0.1814	681.0565
149	-0.7399	0.6452	0.9663	0.1737	0.1798	682.9197
150	-0.7451	0.6246	0.9573	0.1701	0.1777	684.7965
151	-0.7500	0.6038	0.9484	0.1661	0.1752	686.6854
152	-0.7549	0.5829	0.9399	0.1619	0.1723	688.5858
153	-0.7595	0.5618	0.9315	0.1574	0.1689	690.4978
154	-0.7640	0.5405	0.9234	0.1525	0.1652	692.4155
155	-0.7683	0.5192	0.9155	0.1474	0.1610	694.342
156	-0.7725	0.4978	0.9079	0.1421	0.1565	696.2818

157	-0.7765	0.4763	0.9007	0.1366	0.1517	698.2191
158	-0.7803	0.4548	0.8936	0.1309	0.1465	700.1579
159	-0.7840	0.4333	0.8869	0.1251	0.1410	702.0898
160	-0.7874	0.4118	0.8805	0.1191	0.1353	704.0205
161	-0.7907	0.3903	0.8745	0.1131	0.1293	705.9334
162	-0.7938	0.3688	0.8687	0.1070	0.1232	707.8267
163	-0.7966	0.3475	0.8633	0.1009	0.1169	709.6876
164	-0.7993	0.3262	0.8581	0.0948	0.1104	711.5087
165	-0.8018	0.3051	0.8533	0.0887	0.1039	713.2776
166	-0.8042	0.2841	0.8489	0.0826	0.0973	714.9671
167	-0.8063	0.2632	0.8447	0.0765	0.0906	716.5683
168	-0.8082	0.2424	0.8408	0.0705	0.0839	718.0438
169	-0.8100	0.2217	0.8373	0.0646	0.0771	719.3606
170	-0.8116	0.2012	0.8341	0.0587	0.0704	720.4786
171	-0.8130	0.1809	0.8312	0.0529	0.0637	721.3317
172	-0.8142	0.1607	0.8285	0.0472	0.0570	721.8743
173	-0.8152	0.1406	0.8262	0.0416	0.0504	722.0934
174	-0.8161	0.1205	0.8242	0.0360	0.0437	722.1647
175	-0.8169	0.1003	0.8224	0.0302	0.0367	722.2051
176	-0.8175	0.0800	0.8210	0.0242	0.0295	722.2281
177	-0.8179	0.0595	0.8199	0.0181	0.0221	722.2683
178	-0.8183	0.0390	0.8191	0.0119	0.0145	722.3549
179	-0.8185	0.0185	0.8187	0.0056	0.0069	722.5975
180	-0.8187	0.0181	0.8183	0.0052	0.0064	722.5979

Таблица В.3

Характеристики для ПА типа «Аполлон»

α	C_x	C_y	$C_{x\alpha}$	$C_{y\alpha}$	$K_{гип}$	$X_{цд}$
0	1.7781	0.0000	1.7781	0.0000	0.0000	1607.834
1	1.7775	0.0042	1.7772	0.0299	0.0168	1607.599
2	1.7758	0.0080	1.7749	0.0571	0.0322	1607.612
3	1.7732	0.0118	1.7712	0.0841	0.0475	1607.488
4	1.7696	0.0156	1.7661	0.1110	0.0628	1606.694
5	1.7649	0.0194	1.7596	0.1376	0.0782	1605.414
6	1.7592	0.0231	1.7517	0.1640	0.0936	1603.865
7	1.7526	0.0268	1.7425	0.1900	0.1090	1602.167
8	1.7450	0.0305	1.7318	0.2157	0.1245	1600.363
9	1.7363	0.0342	1.7199	0.2409	0.1401	1598.485
10	1.7268	0.0378	1.7066	0.2656	0.1557	1596.561
11	1.7162	0.0413	1.6921	0.2899	0.1713	1594.584
12	1.7048	0.0448	1.6763	0.3135	0.1870	1592.588
13	1.6924	0.0483	1.6593	0.3365	0.2028	1590.549
14	1.6790	0.0517	1.6411	0.3589	0.2187	1588.373
15	1.6648	0.0551	1.6217	0.3805	0.2347	1585.997
16	1.6497	0.0584	1.6012	0.4014	0.2507	1583.396
17	1.6338	0.0616	1.5797	0.4215	0.2668	1580.606
18	1.6170	0.0648	1.5571	0.4407	0.2830	1577.634
19	1.5993	0.0680	1.5335	0.4591	0.2994	1574.432
20	1.5809	0.0711	1.5090	0.4766	0.3158	1570.944

21	1.5617	0.0741	1.4836	0.4931	0.3323	1566.283
22	1.5417	0.0771	1.4574	0.5086	0.3490	1558.751
23	1.5210	0.0800	1.4304	0.5232	0.3658	1547.721
24	1.4995	0.0828	1.4026	0.5367	0.3826	1533.146
25	1.4774	0.0856	1.3742	0.5492	0.3996	1515.241
26	1.4546	0.0883	1.3452	0.5606	0.4168	1494.361
27	1.4312	0.0910	1.3155	0.5710	0.4340	1470.934
28	1.4072	0.0936	1.2854	0.5802	0.4514	1445.386
29	1.3825	0.0961	1.2548	0.5884	0.4689	1418.166
30	1.3573	0.0988	1.2238	0.5953	0.4864	1389.686
31	1.3314	0.1015	1.1925	0.6008	0.5038	1360.317
32	1.3049	0.1044	1.1609	0.6050	0.5211	1330.389
33	1.2778	0.1076	1.1291	0.6077	0.5382	1300.197
34	1.2500	0.1109	1.0973	0.6090	0.5550	1269.985
35	1.2217	0.1145	1.0654	0.6088	0.5714	1239.94
36	1.1929	0.1184	1.0336	0.6072	0.5875	1210.235
37	1.1635	0.1225	1.0018	0.6041	0.6030	1181.021
38	1.1336	0.1269	0.9703	0.5996	0.6180	1152.38
39	1.1032	0.1315	0.9391	0.5937	0.6322	1124.417
40	1.0724	0.1365	0.9082	0.5864	0.6457	1097.183
41	1.0411	0.1417	0.8777	0.5777	0.6582	1070.727
42	1.0095	0.1471	0.8477	0.5676	0.6696	1045.073
43	0.9776	0.1529	0.8183	0.5563	0.6799	1020.224
44	0.9453	0.1589	0.7895	0.5437	0.6887	996.2021
45	0.9128	0.1652	0.7614	0.5299	0.6961	972.9825
46	0.8800	0.1718	0.7340	0.5150	0.7016	950.586
47	0.8471	0.1786	0.7074	0.4989	0.7053	928.9666
48	0.8139	0.1857	0.6818	0.4818	0.7067	908.1273
49	0.7807	0.1930	0.6570	0.4637	0.7058	888.0303
50	0.7473	0.2005	0.6332	0.4447	0.7023	868.6615
51	0.7139	0.2083	0.6104	0.4248	0.6959	849.9969
52	0.6805	0.2163	0.5887	0.4041	0.6864	832.0036
53	0.6471	0.2246	0.5681	0.3827	0.6736	814.6655
54	0.6138	0.2330	0.5487	0.3606	0.6572	797.9529
55	0.5806	0.2417	0.5304	0.3379	0.6371	781.8418
56	0.5475	0.2505	0.5133	0.3147	0.6131	766.298
57	0.5146	0.2596	0.4974	0.2910	0.5851	751.3084
58	0.4819	0.2688	0.4828	0.2670	0.5531	736.8423
59	0.4494	0.2782	0.4695	0.2427	0.5170	722.8801
60	0.4172	0.2878	0.4574	0.2182	0.4771	709.3891
61	0.3853	0.2975	0.4466	0.1936	0.4334	696.3585
62	0.3538	0.3073	0.4372	0.1689	0.3863	683.7654
63	0.3226	0.3173	0.4290	0.1442	0.3361	671.588
64	0.2919	0.3274	0.4221	0.1196	0.2834	659.8109
65	0.2617	0.3376	0.4164	0.0952	0.2286	648.4161
66	0.2319	0.3479	0.4121	0.0711	0.1725	637.3931
67	0.2027	0.3583	0.4090	0.0473	0.1157	626.7167
68	0.1741	0.3688	0.4071	0.0240	0.0588	616.3804
69	0.1460	0.3793	0.4065	0.0011	0.0027	606.3683
70	0.1186	0.3899	0.4070	-0.0212	-0.0521	596.658

71	0.0918	0.4005	0.4087	-0.0429	-0.1049	587.2547
72	0.0657	0.4112	0.4115	-0.0638	-0.1551	578.153
73	0.0403	0.4218	0.4153	-0.0840	-0.2023	569.3521
74	0.0156	0.4325	0.4203	-0.1035	-0.2462	560.8621
75	-0.0084	0.4432	0.4262	-0.1221	-0.2864	552.6788
76	-0.0317	0.4539	0.4330	-0.1398	-0.3228	544.8099
77	-0.0542	0.4646	0.4408	-0.1566	-0.3553	537.2613
78	-0.0761	0.4753	0.4494	-0.1725	-0.3838	530.0314
79	-0.0972	0.4860	0.4588	-0.1874	-0.4084	523.1245
80	-0.1177	0.4966	0.4690	-0.2013	-0.4292	516.543
81	-0.1374	0.5073	0.4799	-0.2142	-0.4464	510.2853
82	-0.1564	0.5178	0.4914	-0.2261	-0.4601	504.3506
83	-0.1747	0.5284	0.5035	-0.2369	-0.4705	498.7412
84	-0.1924	0.5388	0.5162	-0.2467	-0.4779	493.4524
85	-0.2093	0.5493	0.5294	-0.2554	-0.4826	488.4813
86	-0.2256	0.5596	0.5429	-0.2631	-0.4846	483.8232
87	-0.2412	0.5698	0.5569	-0.2697	-0.4843	479.4731
88	-0.2562	0.5800	0.5712	-0.2753	-0.4820	475.4294
89	-0.2706	0.5900	0.5857	-0.2798	-0.4777	471.6787
90	-0.2843	0.6000	0.6005	-0.2833	-0.4717	468.2165
91	-0.2976	0.6098	0.6154	-0.2858	-0.4644	465.0359
92	-0.3104	0.6194	0.6304	-0.2875	-0.4560	462.1232
93	-0.3228	0.6289	0.6454	-0.2883	-0.4467	459.4731
94	-0.3349	0.6382	0.6605	-0.2884	-0.4366	457.0754
95	-0.3465	0.6474	0.6756	-0.2876	-0.4257	454.9153
96	-0.3579	0.6563	0.6907	-0.2861	-0.4142	452.9825
97	-0.3688	0.6651	0.7056	-0.2838	-0.4022	451.2614
98	-0.3795	0.6736	0.7204	-0.2808	-0.3899	449.7466
99	-0.3899	0.6819	0.7350	-0.2772	-0.3771	448.419
100	-0.4001	0.6899	0.7494	-0.2729	-0.3641	447.2647
101	-0.4099	0.6977	0.7635	-0.2679	-0.3509	446.2701
102	-0.4195	0.7051	0.7774	-0.2624	-0.3375	445.4251
103	-0.4289	0.7123	0.7910	-0.2563	-0.3240	444.7076
104	-0.4381	0.7192	0.8043	-0.2497	-0.3105	444.1079
105	-0.4471	0.7257	0.8171	-0.2426	-0.2969	443.6086
106	-0.4559	0.7319	0.8296	-0.2350	-0.2833	443.2014
107	-0.4645	0.7378	0.8417	-0.2270	-0.2697	442.8646
108	-0.4729	0.7433	0.8534	-0.2186	-0.2562	442.5883
109	-0.4813	0.7484	0.8646	-0.2099	-0.2427	442.3534
110	-0.4894	0.7531	0.8754	-0.2008	-0.2294	442.1512
111	-0.4975	0.7573	0.8857	-0.1915	-0.2162	441.9735
112	-0.5054	0.7612	0.8954	-0.1818	-0.2031	441.8187
113	-0.5131	0.7647	0.9047	-0.1719	-0.1901	441.6734
114	-0.5207	0.7677	0.9134	-0.1618	-0.1771	441.5475
115	-0.5281	0.7704	0.9216	-0.1515	-0.1643	441.4389
116	-0.5354	0.7725	0.9293	-0.1409	-0.1516	441.3431
117	-0.5424	0.7743	0.9364	-0.1302	-0.1390	441.2605
118	-0.5493	0.7756	0.9429	-0.1193	-0.1265	441.1905
119	-0.5560	0.7765	0.9489	-0.1082	-0.1140	441.132
120	-0.5625	0.7769	0.9542	-0.0970	-0.1017	441.0804

121	-0.5688	0.7769	0.9590	-0.0858	-0.0894	441.0367
122	-0.5749	0.7764	0.9632	-0.0744	-0.0772	441.0019
123	-0.5807	0.7755	0.9668	-0.0630	-0.0651	440.9777
124	-0.5864	0.7742	0.9698	-0.0515	-0.0531	440.9601
125	-0.5918	0.7724	0.9722	-0.0401	-0.0412	440.9505
126	-0.5970	0.7701	0.9740	-0.0286	-0.0294	440.9512
127	-0.6020	0.7674	0.9752	-0.0172	-0.0177	440.9566
128	-0.6067	0.7643	0.9758	-0.0059	-0.0060	440.9742
129	-0.6112	0.7607	0.9758	0.0054	0.0055	440.9977
130	-0.6155	0.7567	0.9753	0.0165	0.0170	441.0312
131	-0.6196	0.7522	0.9741	0.0276	0.0283	441.0681
132	-0.6234	0.7472	0.9724	0.0384	0.0395	441.1164
133	-0.6270	0.7419	0.9701	0.0491	0.0506	441.1655
134	-0.6303	0.7361	0.9672	0.0596	0.0616	441.2228
135	-0.6334	0.7298	0.9638	0.0699	0.0725	441.2809
136	-0.6363	0.7232	0.9599	0.0799	0.0832	441.3444
137	-0.6389	0.7161	0.9555	0.0897	0.0939	441.4128
138	-0.6413	0.7086	0.9505	0.0992	0.1043	441.4829
139	-0.6434	0.7007	0.9451	0.1084	0.1147	441.5572
140	-0.6453	0.6924	0.9392	0.1173	0.1249	441.6379
141	-0.6470	0.6837	0.9328	0.1258	0.1349	441.7179
142	-0.6484	0.6746	0.9260	0.1340	0.1447	441.8074
143	-0.6496	0.6651	0.9188	0.1418	0.1543	441.9022
144	-0.6506	0.6552	0.9112	0.1492	0.1638	442.0006
145	-0.6514	0.6449	0.9032	0.1562	0.1730	442.1038
146	-0.6519	0.6342	0.8948	0.1628	0.1819	442.2087
147	-0.6523	0.6231	0.8861	0.1688	0.1905	442.3186
148	-0.6525	0.6116	0.8772	0.1744	0.1988	442.4293
149	-0.6526	0.5997	0.8679	0.1794	0.2068	442.544
150	-0.6524	0.5873	0.8584	0.1839	0.2143	442.6593
151	-0.6522	0.5745	0.8486	0.1877	0.2212	442.7755
152	-0.6519	0.5611	0.8387	0.1909	0.2276	442.8958
153	-0.6516	0.5471	0.8287	0.1931	0.2330	443.017
154	-0.6513	0.5325	0.8185	0.1945	0.2377	443.1384
155	-0.6510	0.5173	0.8083	0.1951	0.2414	443.2597
156	-0.6507	0.5015	0.7981	0.1949	0.2441	443.3849
157	-0.6504	0.4851	0.7879	0.1938	0.2459	443.5119
158	-0.6501	0.4682	0.7778	0.1919	0.2467	443.632
159	-0.6498	0.4507	0.7678	0.1892	0.2464	443.7582
160	-0.6495	0.4327	0.7580	0.1858	0.2451	443.8751
161	-0.6492	0.4142	0.7484	0.1816	0.2426	443.99
162	-0.6490	0.3952	0.7390	0.1766	0.2390	444.1006
163	-0.6487	0.3758	0.7299	0.1710	0.2343	444.2004
164	-0.6484	0.3559	0.7211	0.1647	0.2283	444.293
165	-0.6482	0.3356	0.7127	0.1577	0.2212	444.3774
166	-0.6479	0.3149	0.7046	0.1501	0.2130	444.45
167	-0.6477	0.2939	0.6970	0.1419	0.2036	444.5059
168	-0.6475	0.2725	0.6898	0.1331	0.1930	444.562
169	-0.6473	0.2508	0.6831	0.1238	0.1813	444.6165
170	-0.6471	0.2287	0.6768	0.1141	0.1685	444.6706

171	-0.6470	0.2064	0.6711	0.1038	0.1547	444.723
172	-0.6468	0.1839	0.6660	0.0932	0.1400	444.7705
173	-0.6467	0.1611	0.6614	0.0822	0.1243	444.8209
174	-0.6466	0.1381	0.6573	0.0709	0.1078	444.8621
175	-0.6465	0.1149	0.6539	0.0593	0.0907	444.9041
176	-0.6464	0.0916	0.6511	0.0475	0.0729	444.9391
177	-0.6463	0.0682	0.6490	0.0355	0.0546	444.9609
178	-0.6463	0.0448	0.6474	0.0233	0.0360	444.9601
179	-0.6463	0.0212	0.6465	0.0111	0.0171	444.936
180	-0.6463	0.0118	0.6463	0.0107	0.0166	444.932

Таблица В.4

Характеристики для ПА типа «Заря-2»

α	C_x	C_y	C_{xa}	C_{ya}	$K_{гип}$	$X_{цд}$
0	1.7513	0.0000	1.7513	0.0000	0.0000	1564.421
1	1.7507	0.0047	1.7505	0.0289	0.0165	1566.324
2	1.7491	0.0090	1.7483	0.0551	0.0315	1566.276
3	1.7465	0.0133	1.7447	0.0812	0.0465	1566.271
4	1.7430	0.0175	1.7398	0.1071	0.0616	1566.265
5	1.7384	0.0218	1.7335	0.1328	0.0766	1566.269
6	1.7329	0.0260	1.7259	0.1583	0.0917	1566.258
7	1.7264	0.0303	1.7169	0.1834	0.1068	1566.226
8	1.7190	0.0345	1.7067	0.2081	0.1219	1565.912
9	1.7105	0.0386	1.6951	0.2324	0.1371	1565.289
10	1.7012	0.0428	1.6823	0.2562	0.1523	1564.422
11	1.6909	0.0469	1.6683	0.2796	0.1676	1563.355
12	1.6797	0.0509	1.6531	0.3023	0.1829	1562.085
13	1.6676	0.0549	1.6367	0.3245	0.1983	1560.513
14	1.6546	0.0589	1.6191	0.3460	0.2137	1558.615
15	1.6407	0.0628	1.6004	0.3668	0.2292	1556.413
16	1.6260	0.0666	1.5807	0.3869	0.2448	1553.943
17	1.6104	0.0704	1.5599	0.4063	0.2604	1551.229
18	1.5940	0.0741	1.5382	0.4248	0.2762	1548.302
19	1.5768	0.0778	1.5155	0.4425	0.2920	1545.182
20	1.5588	0.0814	1.4918	0.4593	0.3079	1541.858
21	1.5400	0.0850	1.4674	0.4751	0.3238	1537.549
22	1.5204	0.0887	1.4421	0.4898	0.3397	1530.773
23	1.5000	0.0927	1.4161	0.5033	0.3554	1520.956
24	1.4788	0.0969	1.3894	0.5154	0.3709	1508.03
25	1.4567	0.1014	1.3622	0.5261	0.3863	1492.176
26	1.4339	0.1062	1.3344	0.5355	0.4013	1473.611
27	1.4103	0.1112	1.3061	0.5434	0.4161	1452.702
28	1.3859	0.1166	1.2775	0.5499	0.4305	1429.79
29	1.3608	0.1223	1.2485	0.5549	0.4445	1405.258
30	1.3350	0.1284	1.2194	0.5585	0.4580	1379.452
31	1.3086	0.1347	1.1901	0.5606	0.4711	1352.709
32	1.2815	0.1414	1.1607	0.5612	0.4835	1325.313
33	1.2538	0.1483	1.1313	0.5604	0.4954	1297.535
34	1.2255	0.1556	1.1020	0.5582	0.5065	1269.599

35	1.1967	0.1632	1.0729	0.5546	0.5169	1241.704
36	1.1673	0.1711	1.0440	0.5495	0.5264	1214.005
37	1.1375	0.1793	1.0154	0.5431	0.5349	1186.64
38	1.1072	0.1878	0.9871	0.5354	0.5423	1159.691
39	1.0764	0.1966	0.9593	0.5263	0.5486	1133.271
40	1.0454	0.2056	0.9320	0.5161	0.5537	1107.426
41	1.0139	0.2149	0.9053	0.5046	0.5573	1082.224
42	0.9822	0.2245	0.8792	0.4919	0.5595	1057.675
43	0.9501	0.2343	0.8538	0.4781	0.5600	1033.81
44	0.9179	0.2443	0.8292	0.4633	0.5588	1010.642
45	0.8854	0.2546	0.8053	0.4475	0.5557	988.1681
46	0.8528	0.2650	0.7823	0.4307	0.5506	966.4026
47	0.8201	0.2757	0.7602	0.4131	0.5434	945.3171
48	0.7873	0.2866	0.7391	0.3946	0.5339	924.9202
49	0.7545	0.2976	0.7189	0.3754	0.5222	905.1878
50	0.7216	0.3088	0.6998	0.3555	0.5080	886.1074
51	0.6888	0.3202	0.6817	0.3350	0.4914	867.6655
52	0.6560	0.3317	0.6647	0.3139	0.4722	849.8323
53	0.6234	0.3433	0.6488	0.2924	0.4506	832.5917
54	0.5909	0.3551	0.6341	0.2705	0.4265	815.9283
55	0.5586	0.3669	0.6205	0.2482	0.4000	799.8112
56	0.5265	0.3789	0.6081	0.2257	0.3712	784.2272
57	0.4947	0.3909	0.5969	0.2031	0.3402	769.1521
58	0.4632	0.4029	0.5869	0.1803	0.3073	754.5629
59	0.4321	0.4150	0.5780	0.1576	0.2727	740.4453
60	0.4013	0.4272	0.5704	0.1349	0.2366	726.7773
61	0.3709	0.4393	0.5639	0.1124	0.1993	713.548
62	0.3410	0.4515	0.5586	0.0901	0.1613	700.7353
63	0.3115	0.4637	0.5544	0.0681	0.1227	688.3255
64	0.2826	0.4758	0.5514	0.0464	0.0841	676.2983
65	0.2542	0.4879	0.5496	0.0252	0.0458	664.6426
66	0.2264	0.4999	0.5488	0.0045	0.0082	653.3419
67	0.1993	0.5119	0.5491	-0.0156	-0.0285	642.3788
68	0.1727	0.5238	0.5504	-0.0351	-0.0638	631.7419
69	0.1469	0.5356	0.5528	-0.0539	-0.0974	621.4226
70	0.1217	0.5473	0.5561	-0.0719	-0.1292	611.4173
71	0.0973	0.5589	0.5603	-0.0890	-0.1589	601.7274
72	0.0735	0.5704	0.5654	-0.1054	-0.1863	592.3543
73	0.0505	0.5817	0.5713	-0.1208	-0.2114	583.2956
74	0.0282	0.5929	0.5780	-0.1353	-0.2341	574.5547
75	0.0066	0.6040	0.5854	-0.1489	-0.2543	566.1273
76	-0.0142	0.6150	0.5936	-0.1615	-0.2721	558.0189
77	-0.0343	0.6258	0.6023	-0.1732	-0.2875	550.2248
78	-0.0538	0.6365	0.6117	-0.1838	-0.3006	542.7452
79	-0.0725	0.6470	0.6216	-0.1935	-0.3114	535.5802
80	-0.0906	0.6573	0.6319	-0.2022	-0.3200	528.7271
81	-0.1080	0.6675	0.6427	-0.2099	-0.3266	522.1837
82	-0.1247	0.6775	0.6539	-0.2167	-0.3313	515.9489
83	-0.1409	0.6873	0.6654	-0.2224	-0.3343	510.0199
84	-0.1564	0.6969	0.6772	-0.2272	-0.3355	504.3902

85	-0.1713	0.7064	0.6892	-0.2311	-0.3353	499.0544
86	-0.1857	0.7156	0.7014	-0.2340	-0.3336	494.0154
87	-0.1996	0.7247	0.7137	-0.2360	-0.3307	489.2625
88	-0.2129	0.7335	0.7261	-0.2371	-0.3266	484.7899
89	-0.2258	0.7421	0.7385	-0.2374	-0.3215	480.5942
90	-0.2382	0.7505	0.7509	-0.2369	-0.3155	476.6633
91	-0.2502	0.7586	0.7633	-0.2355	-0.3086	472.9966
92	-0.2617	0.7665	0.7756	-0.2335	-0.3010	469.5769
93	-0.2729	0.7741	0.7877	-0.2307	-0.2928	466.4052
94	-0.2838	0.7814	0.7997	-0.2272	-0.2841	463.4649
95	-0.2943	0.7885	0.8115	-0.2230	-0.2749	460.753
96	-0.3045	0.7952	0.8230	-0.2183	-0.2653	458.2572
97	-0.3145	0.8016	0.8343	-0.2130	-0.2553	455.9702
98	-0.3243	0.8077	0.8453	-0.2072	-0.2452	453.8764
99	-0.3338	0.8135	0.8560	-0.2010	-0.2348	451.9682
100	-0.3432	0.8189	0.8664	-0.1943	-0.2242	450.2355
101	-0.3524	0.8239	0.8764	-0.1872	-0.2136	448.6657
102	-0.3615	0.8286	0.8860	-0.1798	-0.2029	447.246
103	-0.3705	0.8329	0.8952	-0.1721	-0.1923	445.9643
104	-0.3795	0.8368	0.9040	-0.1642	-0.1816	444.8125
105	-0.3884	0.8402	0.9124	-0.1561	-0.1710	443.7783
106	-0.3972	0.8433	0.9203	-0.1478	-0.1606	442.8524
107	-0.4061	0.8459	0.9279	-0.1394	-0.1502	442.0165
108	-0.4149	0.8480	0.9349	-0.1309	-0.1400	441.2602
109	-0.4238	0.8497	0.9416	-0.1224	-0.1300	440.5747
110	-0.4327	0.8509	0.9478	-0.1139	-0.1202	439.9435
111	-0.4417	0.8516	0.9535	-0.1055	-0.1106	439.3628
112	-0.4507	0.8518	0.9588	-0.0971	-0.1012	438.816
113	-0.4597	0.8516	0.9637	-0.0888	-0.0921	438.2972
114	-0.4688	0.8508	0.9681	-0.0805	-0.0832	437.799
115	-0.4779	0.8496	0.9721	-0.0724	-0.0745	437.3277
116	-0.4871	0.8479	0.9757	-0.0644	-0.0660	436.8753
117	-0.4963	0.8456	0.9789	-0.0566	-0.0578	436.4407
118	-0.5054	0.8429	0.9816	-0.0488	-0.0498	436.0267
119	-0.5146	0.8397	0.9840	-0.0413	-0.0419	435.6333
120	-0.5237	0.8360	0.9859	-0.0338	-0.0343	435.2537
121	-0.5329	0.8318	0.9875	-0.0266	-0.0269	434.8947
122	-0.5419	0.8272	0.9887	-0.0195	-0.0197	434.5457
123	-0.5510	0.8221	0.9896	-0.0126	-0.0128	434.212
124	-0.5600	0.8165	0.9901	-0.0059	-0.0060	433.89
125	-0.5689	0.8105	0.9902	0.0006	0.0006	433.5792
126	-0.5777	0.8040	0.9900	0.0069	0.0070	433.2794
127	-0.5865	0.7970	0.9895	0.0130	0.0131	432.9905
128	-0.5952	0.7896	0.9886	0.0189	0.0191	432.7154
129	-0.6037	0.7818	0.9875	0.0245	0.0249	432.4529
130	-0.6122	0.7736	0.9861	0.0300	0.0304	432.201
131	-0.6205	0.7649	0.9844	0.0352	0.0358	431.9616
132	-0.6287	0.7559	0.9824	0.0403	0.0410	431.7347
133	-0.6368	0.7465	0.9802	0.0451	0.0460	431.5178
134	-0.6447	0.7366	0.9777	0.0496	0.0508	431.3125

135	-0.6525	0.7264	0.9750	0.0540	0.0554	431.1216
136	-0.6601	0.7159	0.9720	0.0581	0.0598	430.9413
137	-0.6675	0.7050	0.9689	0.0620	0.0640	430.7713
138	-0.6748	0.6937	0.9655	0.0657	0.0680	430.6149
139	-0.6819	0.6821	0.9620	0.0691	0.0719	430.4658
140	-0.6887	0.6702	0.9583	0.0724	0.0755	430.3247
141	-0.6954	0.6580	0.9544	0.0754	0.0790	430.1928
142	-0.7019	0.6455	0.9504	0.0782	0.0823	430.074
143	-0.7082	0.6328	0.9462	0.0808	0.0854	429.9617
144	-0.7142	0.6197	0.9419	0.0832	0.0884	429.8588
145	-0.7200	0.6065	0.9375	0.0854	0.0911	429.7711
146	-0.7256	0.5929	0.9330	0.0874	0.0937	429.6874
147	-0.7310	0.5792	0.9284	0.0892	0.0961	429.6175
148	-0.7361	0.5652	0.9237	0.0909	0.0984	429.5628
149	-0.7410	0.5511	0.9189	0.0923	0.1005	429.5189
150	-0.7457	0.5367	0.9140	0.0936	0.1024	429.4877
151	-0.7501	0.5222	0.9091	0.0947	0.1041	429.4747
152	-0.7543	0.5075	0.9041	0.0956	0.1057	429.4681
153	-0.7582	0.4926	0.8991	0.0963	0.1071	429.4839
154	-0.7619	0.4776	0.8940	0.0969	0.1083	429.5097
155	-0.7653	0.4624	0.8889	0.0972	0.1094	429.5539
156	-0.7686	0.4471	0.8838	0.0974	0.1102	429.6164
157	-0.7716	0.4316	0.8787	0.0974	0.1108	429.6883
158	-0.7743	0.4160	0.8736	0.0971	0.1112	429.774
159	-0.7769	0.4001	0.8685	0.0966	0.1113	429.8748
160	-0.7793	0.3840	0.8635	0.0958	0.1110	429.9775
161	-0.7816	0.3675	0.8585	0.0945	0.1101	430.0768
162	-0.7838	0.3506	0.8536	0.0927	0.1086	430.1728
163	-0.7859	0.3333	0.8488	0.0904	0.1065	430.2609
164	-0.7878	0.3156	0.8442	0.0877	0.1038	430.3407
165	-0.7897	0.2975	0.8397	0.0845	0.1006	430.4094
166	-0.7914	0.2791	0.8353	0.0808	0.0967	430.4648
167	-0.7931	0.2604	0.8312	0.0768	0.0924	430.5117
168	-0.7946	0.2414	0.8273	0.0723	0.0874	430.5456
169	-0.7960	0.2221	0.8236	0.0675	0.0820	430.5656
170	-0.7973	0.2025	0.8202	0.0624	0.0761	430.5881
171	-0.7985	0.1827	0.8171	0.0570	0.0697	430.5991
172	-0.7995	0.1627	0.8143	0.0512	0.0629	430.6091
173	-0.8004	0.1425	0.8117	0.0453	0.0558	430.6101
174	-0.8012	0.1221	0.8095	0.0391	0.0483	430.6127
175	-0.8019	0.1016	0.8076	0.0327	0.0405	430.6094
176	-0.8025	0.0810	0.8061	0.0262	0.0325	430.6088
177	-0.8029	0.0603	0.8049	0.0196	0.0244	430.6109
178	-0.8032	0.0395	0.8040	0.0129	0.0160	430.5964
179	-0.8034	0.0187	0.8036	0.0061	0.0076	430.5683
180	-0.8036	0.0184	0.8034	0.0059	0.0073	430.5594

Характеристики для ПА типа «Экзомарс»

α	C_x	C_y	C_{xa}	C_{ya}	$K_{гип}$	$X_{цд}$
0	1.7402	-0.0012	1.7402	0.0012	0.0007	2844.884
1	1.7397	0.0038	1.7395	0.0266	0.0153	3613.324
2	1.7382	0.0087	1.7374	0.0520	0.0299	3507.324
3	1.7357	0.0136	1.7340	0.0772	0.0445	3478.681
4	1.7323	0.0185	1.7293	0.1023	0.0592	3464.836
5	1.7278	0.0234	1.7233	0.1273	0.0738	3456.788
6	1.7225	0.0283	1.7160	0.1519	0.0885	3451.632
7	1.7162	0.0331	1.7074	0.1763	0.1032	3447.57
8	1.7089	0.0379	1.6976	0.2003	0.1180	3443.971
9	1.7007	0.0427	1.6864	0.2239	0.1328	3440.718
10	1.6916	0.0474	1.6741	0.2471	0.1476	3437.528
11	1.6815	0.0521	1.6606	0.2698	0.1624	3434.3
12	1.6706	0.0567	1.6459	0.2919	0.1774	3431.12
13	1.6588	0.0612	1.6300	0.3135	0.1923	3427.913
14	1.6460	0.0657	1.6130	0.3344	0.2073	3424.655
15	1.6325	0.0701	1.5950	0.3548	0.2224	3421.414
16	1.6181	0.0745	1.5759	0.3744	0.2376	3418.097
17	1.6028	0.0787	1.5558	0.3933	0.2528	3414.802
18	1.5868	0.0829	1.5347	0.4115	0.2681	3411.405
19	1.5699	0.0870	1.5127	0.4288	0.2835	3407.918
20	1.5523	0.0910	1.4898	0.4454	0.2989	3404.282
21	1.5340	0.0949	1.4661	0.4611	0.3145	3400.362
22	1.5149	0.0988	1.4416	0.4759	0.3301	3396.257
23	1.4951	0.1025	1.4163	0.4899	0.3459	3391.92
24	1.4746	0.1061	1.3903	0.5029	0.3617	3387.374
25	1.4535	0.1096	1.3636	0.5150	0.3776	3382.56
26	1.4318	0.1130	1.3364	0.5261	0.3937	3377.565
27	1.4094	0.1162	1.3086	0.5363	0.4098	3372.37
28	1.3865	0.1194	1.2802	0.5455	0.4261	3366.929
29	1.3630	0.1224	1.2515	0.5538	0.4425	3361.299
30	1.3390	0.1253	1.2223	0.5610	0.4590	3355.453
31	1.3145	0.1281	1.1927	0.5673	0.4756	3349.347
32	1.2896	0.1307	1.1629	0.5725	0.4923	3342.962
33	1.2642	0.1332	1.1328	0.5768	0.5092	3336.271
34	1.2384	0.1356	1.1025	0.5801	0.5262	3329.243
35	1.2122	0.1378	1.0721	0.5824	0.5433	3321.89
36	1.1857	0.1399	1.0415	0.5838	0.5605	3314.177
37	1.1589	0.1419	1.0109	0.5842	0.5778	3306.027
38	1.1318	0.1437	0.9804	0.5835	0.5952	3296.629
39	1.1043	0.1456	0.9498	0.5819	0.6126	3284.589
40	1.0766	0.1474	0.9194	0.5791	0.6298	3269.201
41	1.0485	0.1493	0.8892	0.5752	0.6469	3250.088
42	1.0201	0.1512	0.8592	0.5702	0.6636	3227.003
43	0.9914	0.1532	0.8295	0.5641	0.6800	3199.835
44	0.9624	0.1553	0.8002	0.5568	0.6959	3168.564
45	0.9332	0.1575	0.7712	0.5486	0.7113	3133.192

46	0.9038	0.1597	0.7428	0.5392	0.7259	3093.884
47	0.8742	0.1621	0.7148	0.5288	0.7398	3050.717
48	0.8445	0.1646	0.6874	0.5174	0.7527	3003.897
49	0.8146	0.1672	0.6606	0.5051	0.7645	2953.629
50	0.7846	0.1700	0.6345	0.4918	0.7750	2900.141
51	0.7545	0.1728	0.6091	0.4776	0.7841	2843.725
52	0.7244	0.1758	0.5845	0.4626	0.7915	2784.62
53	0.6943	0.1789	0.5607	0.4468	0.7969	2723.057
54	0.6642	0.1821	0.5377	0.4303	0.8002	2659.347
55	0.6342	0.1854	0.5157	0.4131	0.8011	2593.773
56	0.6042	0.1889	0.4945	0.3953	0.7994	2526.571
57	0.5744	0.1925	0.4743	0.3769	0.7946	2458.045
58	0.5447	0.1962	0.4550	0.3579	0.7866	2388.446
59	0.5152	0.2000	0.4368	0.3386	0.7751	2317.988
60	0.4859	0.2040	0.4196	0.3188	0.7598	2246.941
61	0.4568	0.2080	0.4034	0.2987	0.7404	2175.496
62	0.4280	0.2122	0.3883	0.2783	0.7167	2103.88
63	0.3996	0.2165	0.3743	0.2577	0.6886	2032.281
64	0.3714	0.2209	0.3613	0.2370	0.6560	1960.843
65	0.3437	0.2253	0.3495	0.2162	0.6188	1889.758
66	0.3163	0.2299	0.3387	0.1955	0.5771	1819.196
67	0.2894	0.2346	0.3290	0.1747	0.5311	1749.235
68	0.2629	0.2393	0.3204	0.1541	0.4810	1680.089
69	0.2369	0.2442	0.3128	0.1337	0.4273	1611.796
70	0.2114	0.2491	0.3064	0.1135	0.3704	1544.42
71	0.1865	0.2541	0.3010	0.0936	0.3110	1478.29
72	0.1620	0.2592	0.2966	0.0740	0.2494	1413.622
73	0.1379	0.2644	0.2932	0.0546	0.1861	1350.705
74	0.1143	0.2698	0.2909	0.0355	0.1220	1289.693
75	0.0911	0.2753	0.2895	0.0167	0.0577	1230.699
76	0.0683	0.2809	0.2891	-0.0017	-0.0060	1173.811
77	0.0459	0.2867	0.2897	-0.0198	-0.0683	1119.151
78	0.0239	0.2926	0.2912	-0.0374	-0.1286	1066.746
79	0.0024	0.2986	0.2936	-0.0546	-0.1861	1016.643
80	-0.0187	0.3048	0.2969	-0.0714	-0.2404	968.863
81	-0.0394	0.3110	0.3010	-0.0876	-0.2909	923.3902
82	-0.0597	0.3174	0.3060	-0.1033	-0.3375	880.2731
83	-0.0795	0.3239	0.3118	-0.1184	-0.3797	839.4525
84	-0.0990	0.3306	0.3184	-0.1330	-0.4176	800.8726
85	-0.1180	0.3373	0.3258	-0.1469	-0.4510	764.5893
86	-0.1365	0.3442	0.3338	-0.1602	-0.4799	730.515
87	-0.1547	0.3511	0.3425	-0.1728	-0.5046	698.5869
88	-0.1724	0.3581	0.3519	-0.1848	-0.5252	668.746
89	-0.1897	0.3652	0.3619	-0.1960	-0.5417	640.9496
90	-0.2065	0.3724	0.3724	-0.2065	-0.5546	615.1371
91	-0.2230	0.3796	0.3835	-0.2163	-0.5642	591.2354
92	-0.2391	0.3869	0.3950	-0.2255	-0.5707	569.1772
93	-0.2548	0.3943	0.4071	-0.2339	-0.5745	548.8867
94	-0.2702	0.4017	0.4195	-0.2415	-0.5758	530.2944
95	-0.2852	0.4090	0.4324	-0.2485	-0.5748	513.3348

96	-0.2999	0.4165	0.4455	-0.2547	-0.5717	497.9217
97	-0.3142	0.4239	0.4590	-0.2602	-0.5669	483.9801
98	-0.3282	0.4313	0.4728	-0.2649	-0.5604	471.4497
99	-0.3418	0.4387	0.4867	-0.2689	-0.5525	460.2439
100	-0.3550	0.4460	0.5009	-0.2722	-0.5434	450.2937
101	-0.3680	0.4534	0.5152	-0.2747	-0.5332	441.5176
102	-0.3806	0.4606	0.5297	-0.2765	-0.5221	433.8499
103	-0.3930	0.4678	0.5442	-0.2777	-0.5102	427.2064
104	-0.4050	0.4749	0.5587	-0.2781	-0.4977	421.5245
105	-0.4167	0.4818	0.5733	-0.2778	-0.4846	416.7115
106	-0.4282	0.4887	0.5878	-0.2769	-0.4711	412.6859
107	-0.4395	0.4954	0.6023	-0.2754	-0.4573	409.3887
108	-0.4505	0.5020	0.6166	-0.2733	-0.4432	406.6843
109	-0.4613	0.5084	0.6309	-0.2706	-0.4290	404.5042
110	-0.4719	0.5146	0.6450	-0.2674	-0.4146	402.708
111	-0.4824	0.5206	0.6589	-0.2638	-0.4004	401.0811
112	-0.4929	0.5263	0.6726	-0.2599	-0.3864	399.558
113	-0.5033	0.5317	0.6861	-0.2555	-0.3724	398.1278
114	-0.5136	0.5369	0.6994	-0.2508	-0.3586	396.7863
115	-0.5237	0.5418	0.7124	-0.2457	-0.3449	395.5321
116	-0.5338	0.5464	0.7251	-0.2403	-0.3314	394.3484
117	-0.5437	0.5507	0.7375	-0.2345	-0.3179	393.2335
118	-0.5536	0.5547	0.7496	-0.2284	-0.3046	392.1802
119	-0.5632	0.5584	0.7614	-0.2219	-0.2914	391.1931
120	-0.5728	0.5617	0.7729	-0.2152	-0.2784	390.2615
121	-0.5821	0.5648	0.7839	-0.2081	-0.2654	389.395
122	-0.5913	0.5675	0.7946	-0.2007	-0.2526	388.5795
123	-0.6004	0.5699	0.8050	-0.1931	-0.2399	387.8125
124	-0.6092	0.5720	0.8149	-0.1852	-0.2273	387.0986
125	-0.6179	0.5737	0.8244	-0.1771	-0.2149	386.4315
126	-0.6264	0.5750	0.8334	-0.1688	-0.2025	385.8094
127	-0.6347	0.5760	0.8420	-0.1602	-0.1903	385.2254
128	-0.6428	0.5767	0.8502	-0.1515	-0.1782	384.6836
129	-0.6507	0.5770	0.8579	-0.1426	-0.1662	384.1671
130	-0.6584	0.5769	0.8651	-0.1335	-0.1544	383.6906
131	-0.6658	0.5764	0.8719	-0.1244	-0.1426	383.2397
132	-0.6731	0.5756	0.8781	-0.1151	-0.1310	382.824
133	-0.6802	0.5744	0.8839	-0.1057	-0.1196	382.4333
134	-0.6870	0.5727	0.8892	-0.0963	-0.1083	382.0699
135	-0.6936	0.5707	0.8940	-0.0869	-0.0972	381.7363
136	-0.7000	0.5683	0.8983	-0.0774	-0.0862	381.4316
137	-0.7061	0.5655	0.9021	-0.0680	-0.0754	381.1455
138	-0.7121	0.5623	0.9054	-0.0587	-0.0648	380.8825
139	-0.7179	0.5586	0.9083	-0.0494	-0.0544	380.6401
140	-0.7235	0.5545	0.9106	-0.0403	-0.0443	380.4175
141	-0.7289	0.5499	0.9125	-0.0313	-0.0344	380.2077
142	-0.7341	0.5448	0.9139	-0.0226	-0.0248	380.0079
143	-0.7392	0.5392	0.9149	-0.0142	-0.0155	379.8224
144	-0.7442	0.5331	0.9154	-0.0062	-0.0068	379.6402
145	-0.7491	0.5263	0.9155	0.0014	0.0015	379.472

146	-0.7540	0.5189	0.9152	0.0085	0.0093	379.3243
147	-0.7588	0.5109	0.9146	0.0152	0.0166	379.1932
148	-0.7635	0.5023	0.9137	0.0213	0.0233	379.0808
149	-0.7682	0.4931	0.9124	0.0270	0.0296	378.992
150	-0.7727	0.4833	0.9108	0.0322	0.0354	378.9211
151	-0.7772	0.4730	0.9090	0.0369	0.0406	378.8699
152	-0.7815	0.4621	0.9070	0.0412	0.0454	378.8375
153	-0.7857	0.4507	0.9047	0.0449	0.0496	378.8268
154	-0.7899	0.4388	0.9023	0.0481	0.0533	378.8341
155	-0.7939	0.4264	0.8997	0.0509	0.0566	378.8652
156	-0.7978	0.4134	0.8970	0.0532	0.0593	378.9196
157	-0.8016	0.4000	0.8941	0.0550	0.0615	378.9992
158	-0.8052	0.3861	0.8912	0.0563	0.0632	379.1073
159	-0.8087	0.3717	0.8883	0.0572	0.0644	379.2435
160	-0.8121	0.3570	0.8852	0.0577	0.0652	379.4205
161	-0.8154	0.3418	0.8822	0.0577	0.0654	379.6354
162	-0.8185	0.3262	0.8792	0.0573	0.0652	379.8975
163	-0.8214	0.3102	0.8762	0.0565	0.0645	380.2062
164	-0.8242	0.2939	0.8733	0.0553	0.0633	380.5742
165	-0.8269	0.2772	0.8704	0.0537	0.0617	381.0089
166	-0.8294	0.2602	0.8677	0.0518	0.0597	381.527
167	-0.8317	0.2429	0.8650	0.0496	0.0573	382.1336
168	-0.8339	0.2253	0.8625	0.0470	0.0545	382.8621
169	-0.8359	0.2074	0.8601	0.0441	0.0513	383.7464
170	-0.8377	0.1893	0.8579	0.0410	0.0477	384.8245
171	-0.8394	0.1710	0.8558	0.0376	0.0439	386.1649
172	-0.8409	0.1525	0.8539	0.0340	0.0398	387.8661
173	-0.8422	0.1338	0.8523	0.0301	0.0354	390.0853
174	-0.8434	0.1149	0.8508	0.0261	0.0307	393.0606
175	-0.8444	0.0959	0.8495	0.0220	0.0259	397.2669
176	-0.8452	0.0768	0.8485	0.0177	0.0208	403.5876
177	-0.8458	0.0576	0.8477	0.0133	0.0157	414.1487
178	-0.8463	0.0384	0.8471	0.0088	0.0104	435.3551
179	-0.8466	0.0191	0.8468	0.0043	0.0051	499.5922
180	-0.8466	0.0191	0.8466	0.0191	0.0225	499.5922

Таблица В.6

Характеристики для ПА класса «несущий корпус»

α	C_x	C_y	C_{xa}	C_{ya}	$K_{гип}$	$X_{цд}$	$Y_{цд}$
0	0.2154	0.0295	0.2154	0.0292	0.1353	1106.81	91.98
1	0.2166	0.0695	0.2179	0.0653	0.2997	1146.42	102.81
2	0.2183	0.1111	0.2223	0.1030	0.4635	1183.72	119.99
3	0.2207	0.1543	0.2287	0.1422	0.6217	1218.92	142.91
4	0.2235	0.1992	0.2372	0.1827	0.7702	1252.78	171.44
5	0.2269	0.2455	0.2478	0.2244	0.9054	1285.39	205.15
6	0.2308	0.2933	0.2607	0.2671	1.0247	1317.33	244.22
7	0.2353	0.3426	0.2758	0.3109	1.1270	1349.09	289.00
8	0.2403	0.3931	0.2933	0.3554	1.2117	1380.61	339.19
9	0.2457	0.4452	0.3131	0.4008	1.2802	1413.38	397.11

10	0.2516	0.4993	0.3353	0.4474	1.3345	1445.56	459.58
11	0.2578	0.5553	0.3599	0.4953	1.3761	1476.69	525.32
12	0.2644	0.6134	0.3871	0.5443	1.4060	1506.26	592.67
13	0.2714	0.6734	0.4170	0.5944	1.4256	1535.49	663.98
14	0.2786	0.7354	0.4494	0.6454	1.4361	1563.79	737.53
15	0.2862	0.7993	0.4845	0.6971	1.4388	1591.59	814.10
16	0.2941	0.8650	0.5224	0.7495	1.4347	1619.05	893.84
17	0.3022	0.9325	0.5630	0.8024	1.4250	1645.64	974.97
18	0.3107	1.0016	0.6064	0.8555	1.4107	1672.08	1059.33
19	0.3193	1.0723	0.6526	0.9088	1.3924	1698.22	1146.23
20	0.3283	1.1445	0.7016	0.9620	1.3711	1724.27	1236.28
21	0.3375	1.2182	0.7534	1.0150	1.3473	1749.83	1327.76
22	0.3469	1.2932	0.8079	1.0677	1.3215	1770.08	1402.68
23	0.3564	1.3696	0.8652	1.1199	1.2945	1786.96	1467.00
24	0.3661	1.4473	0.9252	1.1717	1.2665	1804.60	1536.15
25	0.3759	1.5263	0.9879	1.2228	1.2378	1819.78	1597.34
26	0.3857	1.6066	1.0532	1.2730	1.2087	1834.65	1658.89
27	0.3957	1.6879	1.1212	1.3223	1.1794	1847.99	1715.47
28	0.4057	1.7702	1.1917	1.3705	1.1501	1859.80	1766.70
29	0.4157	1.8535	1.2647	1.4174	1.1208	1872.32	1822.21
30	0.4257	1.9377	1.3401	1.4629	1.0917	1883.43	1872.52
31	0.4357	2.0225	1.4178	1.5068	1.0627	1894.64	1924.30
32	0.4457	2.1081	1.4978	1.5489	1.0341	1904.71	1971.73
33	0.4557	2.1941	1.5800	1.5892	1.0059	1914.48	2018.55
34	0.4656	2.2807	1.6642	1.6275	0.9779	1924.74	2068.56
35	0.4755	2.3676	1.7504	1.6636	0.9504	1933.00	2109.56
36	0.4853	2.4547	1.8384	1.6974	0.9233	1943.52	2162.60
37	0.4950	2.5419	1.9281	1.7288	0.8966	1951.73	2204.62
38	0.5046	2.6292	2.0194	1.7577	0.8704	1960.44	2249.83
39	0.5141	2.7164	2.1121	1.7839	0.8446	1968.91	2294.51
40	0.5234	2.8034	2.2061	1.8073	0.8192	1974.63	2324.97
41	0.5326	2.8902	2.3013	1.8278	0.7943	1983.35	2372.08
42	0.5417	2.9766	2.3975	1.8454	0.7697	1994.34	2432.26
43	0.5506	3.0625	2.4945	1.8599	0.7456	1998.22	2453.74
44	0.5593	3.1478	2.5922	1.8713	0.7219	2006.63	2500.91
45	0.5678	3.2324	2.6904	1.8794	0.6986	2014.56	2545.88
46	0.5761	3.3162	2.7890	1.8843	0.6756	2022.38	2590.80
47	0.5843	3.3991	2.8877	1.8858	0.6531	2029.80	2633.92
48	0.5921	3.4810	2.9864	1.8840	0.6309	2035.72	2668.59
49	0.5998	3.5618	3.0849	1.8787	0.6090	2042.60	2709.36
50	0.6072	3.6414	3.1831	1.8699	0.5875	2050.33	2755.63
51	0.6144	3.7197	3.2807	1.8577	0.5663	2053.82	2776.77
52	0.6213	3.7967	3.3775	1.8420	0.5454	2062.09	2827.13
53	0.6279	3.8721	3.4735	1.8228	0.5248	2064.31	2840.75
54	0.6342	3.9461	3.5684	1.8001	0.5045	2070.87	2881.37
55	0.6403	4.0183	3.6619	1.7740	0.4844	2079.57	2935.80
56	0.6460	4.0888	3.7541	1.7443	0.4647	2083.39	2960.00
57	0.6514	4.1575	3.8445	1.7113	0.4451	2089.79	3000.76
58	0.6565	4.2243	3.9332	1.6749	0.4258	2095.37	3036.60
59	0.6613	4.2890	4.0199	1.6352	0.4068	2101.38	3075.51

60	0.6658	4.3518	4.1044	1.5922	0.3879	2105.86	3104.79
61	0.6699	4.4123	4.1866	1.5459	0.3693	2112.66	3149.43
62	0.6736	4.4706	4.2662	1.4966	0.3508	2116.17	3172.74
63	0.6771	4.5267	4.3432	1.4442	0.3325	2119.13	3192.44
64	0.6802	4.5804	4.4174	1.3889	0.3144	2125.57	3235.63
65	0.6829	4.6317	4.4886	1.3307	0.2965	2131.68	3276.88
66	0.6852	4.6805	4.5567	1.2698	0.2787	2137.37	3315.71
67	0.6872	4.7267	4.6216	1.2062	0.2610	2144.02	3361.35
68	0.6889	4.7703	4.6830	1.1401	0.2435	2149.32	3398.02
69	0.6901	4.8113	4.7409	1.0716	0.2260	2153.46	3426.82
70	0.6910	4.8495	4.7952	1.0009	0.2087	2160.06	3473.03
71	0.6916	4.8851	4.8457	0.9281	0.1915	2164.55	3504.73
72	0.6917	4.9178	4.8923	0.8533	0.1744	2169.14	3537.32
73	0.6915	4.9477	4.9350	0.7767	0.1574	2173.85	3570.95
74	0.6909	4.9747	4.9736	0.6984	0.1404	2174.70	3577.03
75	0.6899	4.9988	5.0081	0.6187	0.1235	2179.50	3611.74
76	0.6885	5.0200	5.0384	0.5376	0.1067	2179.74	3613.47
77	0.6867	5.0382	5.0644	0.4554	0.0899	2183.97	3644.43
78	0.6845	5.0535	5.0860	0.3722	0.0732	2186.30	3661.64
79	0.6820	5.0658	5.1034	0.2882	0.0565	2189.59	3686.05
80	0.6790	5.0750	5.1162	0.2036	0.0398	2191.77	3702.30
81	0.6757	5.0813	5.1247	0.1185	0.0231	2196.48	3737.78
82	0.6720	5.0845	5.1286	0.0332	0.0065	2194.40	3722.06
83	0.6680	5.0847	5.1281	-0.0523	-0.0102	2198.75	3755.11
84	0.6635	5.0819	5.1232	-0.1376	-0.0269	2201.22	3774.03
85	0.6587	5.0760	5.1137	-0.2228	-0.0436	2205.51	3807.11
86	0.6536	5.0671	5.0998	-0.3074	-0.0603	2206.88	3817.79
87	0.6481	5.0552	5.0815	-0.3915	-0.0770	2207.98	3826.35
88	0.6422	5.0403	5.0589	-0.4748	-0.0939	2210.29	3844.49
89	0.6361	5.0225	5.0318	-0.5571	-0.1107	2212.08	3858.56
90	0.6295	5.0016	5.0005	-0.6383	-0.1276	2155.70	3410.65
91	0.6218	4.9779	4.9650	-0.7173	-0.1445	2046.53	2538.72
92	0.6123	4.9512	4.9255	-0.7933	-0.1611	1980.91	2009.60
93	0.6010	4.9217	4.8820	-0.8663	-0.1775	1938.43	1662.95
94	0.5880	4.8894	4.8348	-0.9360	-0.1936	1908.34	1413.84
95	0.5732	4.8542	4.7840	-1.0024	-0.2095	1885.20	1218.78
96	0.5566	4.8163	4.7299	-1.0653	-0.2252	1868.44	1074.60
97	0.5384	4.7757	4.6726	-1.1246	-0.2407	1855.18	957.85
98	0.5185	4.7325	4.6122	-1.1801	-0.2559	1844.17	858.14
99	0.4969	4.6866	4.5490	-1.2319	-0.2708	1835.54	777.49
100	0.4736	4.6382	4.4833	-1.2797	-0.2854	1828.19	706.25
101	0.4488	4.5873	4.4151	-1.3236	-0.2998	1822.22	645.89
102	0.4224	4.5340	4.3448	-1.3634	-0.3138	1817.55	596.53
103	0.3944	4.4783	4.2724	-1.3991	-0.3275	1813.39	550.01
104	0.3649	4.4204	4.1983	-1.4307	-0.3408	1810.11	510.94
105	0.3339	4.3602	4.1227	-1.4582	-0.3537	1807.29	474.95
106	0.3014	4.2978	4.0457	-1.4815	-0.3662	1804.89	441.59
107	0.2676	4.2334	3.9676	-1.5006	-0.3782	1803.01	412.80
108	0.2324	4.1670	3.8886	-1.5155	-0.3897	1801.43	385.32
109	0.1959	4.0987	3.8090	-1.5263	-0.4007	1800.19	360.46

110	0.1581	4.0285	3.7289	-1.5329	-0.4111	1799.34	339.74
111	0.1190	3.9566	3.6485	-1.5354	-0.4208	1798.64	318.47
112	0.0788	3.8831	3.5681	-1.5339	-0.4299	1798.23	300.01
113	0.0375	3.8080	3.4879	-1.5285	-0.4382	1798.00	282.48
114	-0.0050	3.7313	3.4081	-1.5191	-0.4457	1797.98	266.19
115	-0.0485	3.6534	3.3289	-1.5059	-0.4524	1798.11	252.16
116	-0.0929	3.5741	3.2505	-1.4889	-0.4581	1798.43	237.52
117	-0.1383	3.4936	3.1731	-1.4683	-0.4628	1798.97	222.45
118	-0.1846	3.4120	3.0968	-1.4443	-0.4664	1799.60	210.19
119	-0.2317	3.3295	3.0219	-1.4168	-0.4688	1800.41	197.83
120	-0.2796	3.2460	2.9485	-1.3860	-0.4701	1801.26	187.47
121	-0.3281	3.1618	2.8768	-1.3522	-0.4700	1802.33	176.73
122	-0.3773	3.0768	2.8069	-1.3154	-0.4686	1803.53	166.53
123	-0.4271	2.9913	2.7391	-1.2757	-0.4657	1804.91	156.50
124	-0.4775	2.9053	2.6734	-1.2334	-0.4614	1806.33	147.55
125	-0.5282	2.8188	2.6100	-1.1887	-0.4554	1807.95	138.65
126	-0.5794	2.7322	2.5490	-1.1416	-0.4479	1809.57	130.77
127	-0.6310	2.6453	2.4905	-1.0924	-0.4386	1811.56	122.16
128	-0.6828	2.5584	2.4346	-1.0413	-0.4277	1813.49	114.75
129	-0.7348	2.4715	2.3815	-0.9885	-0.4151	1815.76	106.95
130	-0.7870	2.3848	2.3311	-0.9341	-0.4007	1817.90	100.32
131	-0.8393	2.2983	2.2837	-0.8784	-0.3846	1820.31	93.53
132	-0.8917	2.2122	2.2392	-0.8215	-0.3669	1822.92	86.89
133	-0.9439	2.1265	2.1977	-0.7637	-0.3475	1825.61	80.68
134	-0.9961	2.0414	2.1592	-0.7053	-0.3266	1828.63	74.32
135	-1.0482	1.9569	2.1238	-0.6463	-0.3043	1831.75	68.38
136	-1.1000	1.8732	2.0915	-0.5870	-0.2807	1835.04	62.64
137	-1.1516	1.7904	2.0623	-0.5277	-0.2559	1838.46	57.20
138	-1.2028	1.7086	2.0363	-0.4685	-0.2301	1842.20	51.76
139	-1.2536	1.6278	2.0133	-0.4096	-0.2034	1846.12	46.56
140	-1.3039	1.5481	1.9934	-0.3513	-0.1762	1850.32	41.45
141	-1.3537	1.4697	1.9765	-0.2937	-0.1486	1854.76	36.52
142	-1.4030	1.3927	1.9626	-0.2371	-0.1208	1859.45	31.75
143	-1.4516	1.3171	1.9516	-0.1817	-0.0931	1864.48	27.09
144	-1.4995	1.2430	1.9435	-0.1277	-0.0657	1869.88	22.50
145	-1.5466	1.1706	1.9382	-0.0752	-0.0388	1875.65	18.04
146	-1.5930	1.0998	1.9356	-0.0244	-0.0126	1881.88	13.64
147	-1.6385	1.0309	1.9356	0.0244	0.0126	1888.32	9.50
148	-1.6830	0.9638	1.9381	0.0712	0.0367	1895.53	5.27
149	-1.7266	0.8986	1.9430	0.1156	0.0595	1903.16	1.21
150	-1.7692	0.8355	1.9502	0.1576	0.0808	1911.34	-2.75
151	-1.8107	0.7745	1.9595	0.1971	0.1006	1920.16	-6.62
152	-1.8511	0.7156	1.9708	0.2338	0.1186	1930.00	-10.52
153	-1.8903	0.6590	1.9839	0.2676	0.1349	1940.35	-14.22
154	-1.9284	0.6046	1.9988	0.2984	0.1493	1951.63	-17.86
155	-1.9651	0.5526	2.0151	0.3261	0.1618	1963.80	-21.37
156	-2.0006	0.5030	2.0329	0.3507	0.1725	1976.71	-24.71
157	-2.0348	0.4558	2.0518	0.3719	0.1813	1990.42	-27.87
158	-2.0676	0.4111	2.0718	0.3898	0.1881	2005.00	-30.86
159	-2.0991	0.3688	2.0926	0.4043	0.1932	2020.21	-33.62

160	-2.1292	0.3291	2.1140	0.4153	0.1965	2036.33	-36.19
161	-2.1578	0.2918	2.1360	0.4229	0.1980	2053.03	-38.53
162	-2.1850	0.2570	2.1583	0.4270	0.1979	2070.48	-40.65
163	-2.2108	0.2247	2.1806	0.4277	0.1961	2088.67	-42.57
164	-2.2351	0.1948	2.2030	0.4249	0.1929	2108.06	-44.33
165	-2.2580	0.1674	2.2251	0.4188	0.1882	2128.90	-45.94
166	-2.2793	0.1424	2.2468	0.4093	0.1822	2150.03	-47.32
167	-2.2992	0.1197	2.2679	0.3966	0.1749	2171.57	-48.50
168	-2.3176	0.0993	2.2883	0.3807	0.1664	2193.38	-49.48
169	-2.3345	0.0812	2.3077	0.3617	0.1568	2215.48	-50.29
170	-2.3499	0.0651	2.3261	0.3399	0.1461	2237.87	-50.95
171	-2.3638	0.0511	2.3432	0.3152	0.1345	2260.54	-51.47
172	-2.3762	0.0391	2.3590	0.2879	0.1220	2283.15	-51.87
173	-2.3872	0.0289	2.3734	0.2581	0.1088	2306.00	-52.17
174	-2.3966	0.0204	2.3860	0.2261	0.0947	2328.56	-52.38
175	-2.4046	0.0136	2.3970	0.1918	0.0800	2351.13	-52.53
176	-2.4111	0.0083	2.4061	0.1557	0.0647	2373.44	-52.62
177	-2.4161	0.0044	2.4133	0.1178	0.0488	2394.88	-52.66
178	-2.4197	0.0018	2.4184	0.0784	0.0324	2415.50	-52.68
179	-2.4217	0.0004	2.4215	0.0376	0.0155	2419.72	-52.71
180	-2.4216	0.0003	2.4224	0.0365	0.0151	2421.81	-52.74

Таблица В.7

Характеристики для ПА класса «несущий корпус» с кормовым щитком

α	C_x	C_y	C_{xa}	C_{ya}	$K_{гип}$	$X_{цд}$	$Y_{цд}$
0	0.2430	0.1205	0.2432	0.1201	0.4936	1525.664	-495.433
1	0.2475	0.1711	0.2507	0.1663	0.6632	1555.983	-476.670
2	0.2527	0.2238	0.2607	0.2144	0.8226	1586.601	-453.197
3	0.2585	0.2788	0.2732	0.2644	0.9676	1613.837	-425.506
4	0.2651	0.3358	0.2884	0.3159	1.0955	1642.355	-393.446
5	0.2723	0.3947	0.3063	0.3690	1.2045	1667.441	-357.468
6	0.2802	0.4557	0.3271	0.4233	1.2943	1688.819	-317.279
7	0.2888	0.5184	0.3507	0.4788	1.3653	1710.371	-272.154
8	0.2980	0.5830	0.3772	0.5352	1.4188	1730.891	-223.955
9	0.3079	0.6495	0.4067	0.5927	1.4571	1761.571	-174.151
10	0.3183	0.7184	0.4393	0.6514	1.4828	1797.656	-122.744
11	0.3291	0.7896	0.4750	0.7114	1.4979	1802.666	-70.339
12	0.3404	0.8632	0.5138	0.7726	1.5037	1833.267	-17.678
13	0.3522	0.9391	0.5559	0.8348	1.5018	1850.797	37.588
14	0.3644	1.0173	0.6013	0.8979	1.4933	1886.576	94.229
15	0.3770	1.0977	0.6499	0.9616	1.4795	1892.716	152.408
16	0.3900	1.1802	0.7020	1.0258	1.4613	1916.557	213.415
17	0.4033	1.2647	0.7574	1.0902	1.4395	1923.266	273.751
18	0.4170	1.3511	0.8161	1.1547	1.4149	1967.417	331.99194
19	0.4310	1.4393	0.8783	1.2191	1.3880	1975.942	401.109
20	0.4454	1.5293	0.9438	1.2831	1.3595	1976.162	467.698
21	0.4600	1.6208	1.0126	1.3466	1.3298	1986.279	535.506
22	0.4749	1.7139	1.0848	1.4093	1.2992	2010.465	585.517
23	0.4900	1.8085	1.1602	1.4713	1.2681	2016.575	624.860

24	0.5052	1.9045	1.2388	1.5322	1.2368	2060.776	669.885
25	0.5206	2.0019	1.3206	1.5921	1.2055	2025.329	706.994
26	0.5361	2.1006	1.4055	1.6506	1.1743	2062.345	743.979
27	0.5516	2.2004	1.4935	1.7076	1.1434	2077.977	776.521
28	0.5672	2.3013	1.5843	1.7629	1.1127	2077.358	804.690
29	0.5829	2.4031	1.6780	1.8163	1.0824	2100.975	835.884
30	0.5985	2.5057	1.7745	1.8677	1.0525	2102.967	861.694
31	0.6142	2.6091	1.8736	1.9168	1.0231	2082.142	890.203
32	0.6298	2.7130	1.9752	1.9636	0.9941	2101.822	913.710
33	0.6453	2.8173	2.0792	2.0077	0.9657	2124.18	935.714
34	0.6608	2.9220	2.1854	2.0492	0.9377	2110.875	962.750
35	0.6761	3.0270	2.2937	2.0877	0.9102	2094.089	980.332
36	0.6914	3.1320	2.4040	2.1233	0.8832	2084.4	1008.430
37	0.7064	3.2369	2.5160	2.1556	0.8568	2149.78	1028.610
38	0.7214	3.3417	2.6296	2.1846	0.8308	2132.637	1051.580
39	0.7361	3.4462	2.7447	2.2102	0.8053	2101.598	1070.350
40	0.7506	3.5503	2.8610	2.2322	0.7802	2137.089	1079.170
41	0.7650	3.6538	2.9784	2.2505	0.7556	2149.918	1103.470
42	0.7790	3.7567	3.0966	2.2651	0.7315	2182.946	1137.670
43	0.7929	3.8588	3.2155	2.2758	0.7078	2126.731	1138.990
44	0.8064	3.9599	3.3349	2.2826	0.6845	2183.337	1162.210
45	0.8196	4.0601	3.4545	2.2853	0.6615	2195.756	1184.020
46	0.8326	4.1590	3.5741	2.2840	0.6390	2160.008	1203.920
47	0.8452	4.2567	3.6936	2.2785	0.6169	2116.379	1224.540
48	0.8575	4.3530	3.8126	2.2689	0.5951	2186.973	1233.560
49	0.8694	4.4478	3.9311	2.2550	0.5736	2186.719	1250.880
50	0.8809	4.5409	4.0487	2.2370	0.5525	2203.438	1273.810
51	0.8921	4.6324	4.1653	2.2147	0.5317	2185.86	1275.350
52	0.9028	4.7219	4.2806	2.1882	0.5112	2124.319	1302.340
53	0.9131	4.8095	4.3943	2.1575	0.4910	2184.232	1296.980
54	0.9230	4.8951	4.5064	2.1227	0.4710	2164.977	1313.570
55	0.9324	4.9785	4.6166	2.0837	0.4514	2147.359	1345.640
56	0.9414	5.0596	4.7246	2.0406	0.4319	2158.078	1348.120
57	0.9498	5.1384	4.8302	1.9935	0.4127	2217.066	1370.700
58	0.9578	5.2147	4.9333	1.9424	0.3937	2193.231	1379.710
59	0.9654	5.2884	5.0335	1.8875	0.3750	2190.353	1397.580
60	0.9724	5.3595	5.1309	1.8287	0.3564	2153.352	1402.040
61	0.9789	5.4279	5.2250	1.7662	0.3380	2089.973	1423.610
62	0.9848	5.4934	5.3157	1.7002	0.3198	2209.74	1426.300
63	0.9903	5.5561	5.4030	1.6306	0.3018	2224.872	1424.620
64	0.9952	5.6158	5.4865	1.5578	0.2839	2199.462	1443.130
65	0.9996	5.6725	5.5660	1.4817	0.2662	2200.846	1460.300
66	1.0034	5.7261	5.6416	1.4025	0.2486	2220.535	1476.190
67	1.0066	5.7764	5.7129	1.3205	0.2311	2238.919	1499.680
68	1.0093	5.8236	5.7798	1.2356	0.2138	2248.105	1511.570
69	1.0115	5.8674	5.8422	1.1482	0.1965	2251.08	1515.390
70	1.0131	5.9079	5.9000	1.0584	0.1794	2219.098	1536.540
71	1.0141	5.9451	5.9530	0.9663	0.1623	2246.737	1544.260
72	1.0145	5.9787	6.0011	0.8722	0.1453	2218.239	1554.060
73	1.0144	6.0089	6.0443	0.7762	0.1284	2206.688	1566.460

74	1.0137	6.0356	6.0824	0.6786	0.1116	2228.171	1562.510
75	1.0124	6.0587	6.1153	0.5796	0.0948	2227.961	1580.160
76	1.0105	6.0783	6.1430	0.4793	0.0780	2186.456	1566.860
77	1.0080	6.0943	6.1655	0.3780	0.0613	2213.27	1580.670
78	1.0050	6.1066	6.1826	0.2759	0.0446	2199.791	1580.370
79	1.0013	6.1154	6.1944	0.1731	0.0280	2156.829	1585.870
80	0.9971	6.1204	6.2007	0.0700	0.0113	2198.741	1591.310
81	0.9923	6.1219	6.2017	-0.0333	-0.0054	2167.33	1609.290
82	0.9870	6.1197	6.1973	-0.1365	-0.0220	2186.8	1588.770
83	0.9811	6.1138	6.1874	-0.2395	-0.0387	2137.622	1600.180
84	0.9746	6.1043	6.1722	-0.3420	-0.0554	2134.496	1604.540
85	0.9676	6.0912	6.1516	-0.4438	-0.0721	2138.924	1624.410
86	0.9601	6.0745	6.1257	-0.5447	-0.0889	2094.788	1617.370
87	0.9520	6.0542	6.0946	-0.6445	-0.1058	2116.919	1612.530
88	0.9435	6.0303	6.0583	-0.7430	-0.1226	2132.25	1617.220
89	0.9344	6.0029	6.0168	-0.8400	-0.1396	2117.25	1616.790
90	0.9248	5.9720	5.9703	-0.9352	-0.1566	2116.214	1452.800
91	0.9138	5.9376	5.9189	-1.0276	-0.1736	2107.947	1118.420
92	0.9009	5.8997	5.8628	-1.1165	-0.1904	2099.680	901.321
93	0.8861	5.8586	5.8021	-1.2016	-0.2071	2078.080	758.831
94	0.8693	5.8141	5.7370	-1.2828	-0.2236	2061.980	651.530
95	0.8507	5.7663	5.6678	-1.3599	-0.2399	2048.620	561.211
96	0.8302	5.7153	5.5947	-1.4328	-0.2561	2039.150	496.290
97	0.8078	5.6611	5.5179	-1.5013	-0.2721	2031.540	443.238
98	0.7836	5.6039	5.4375	-1.5654	-0.2879	2025.020	396.893
99	0.7576	5.5436	5.3540	-1.6249	-0.3035	2019.740	358.577
100	0.7299	5.4804	5.2675	-1.6797	-0.3189	2014.920	322.674
101	0.7004	5.4143	5.1782	-1.7297	-0.3340	2011.010	292.644
102	0.6692	5.3455	5.0864	-1.7749	-0.3489	2008.170	270.188
103	0.6364	5.2739	4.9924	-1.8152	-0.3636	2005.390	247.418
104	0.6020	5.1997	4.8964	-1.8506	-0.3779	2003.230	229.002
105	0.5660	5.1230	4.7987	-1.8810	-0.3920	2001.110	210.130
106	0.5284	5.0439	4.6995	-1.9065	-0.4057	1999.400	194.080
107	0.4894	4.9624	4.5992	-1.9269	-0.4190	1997.890	179.084
108	0.4490	4.8787	4.4978	-1.9425	-0.4319	1996.610	165.326
109	0.4071	4.7929	4.3958	-1.9530	-0.4443	1995.480	152.363
110	0.3639	4.7050	4.2934	-1.9587	-0.4562	1994.730	142.863
111	0.3194	4.6152	4.1908	-1.9595	-0.4676	1993.930	131.665
112	0.2737	4.5236	4.0883	-1.9555	-0.4783	1993.380	122.888
113	0.2268	4.4303	3.9861	-1.9468	-0.4884	1992.890	113.766
114	0.1788	4.3354	3.8845	-1.9335	-0.4977	1992.540	105.867
115	0.1297	4.2390	3.7837	-1.9157	-0.5063	1992.310	99.133
116	0.0796	4.1413	3.6840	-1.8934	-0.5140	1992.140	91.809
117	0.0286	4.0423	3.5855	-1.8669	-0.5207	1992.040	83.215
118	-0.0233	3.9422	3.4885	-1.8363	-0.5264	1992.070	77.208
119	-0.0760	3.8412	3.3933	-1.8017	-0.5310	1992.180	70.543
120	-0.1295	3.7392	3.2999	-1.7632	-0.5343	1992.330	65.877
121	-0.1837	3.6365	3.2087	-1.7211	-0.5364	1992.580	60.487
122	-0.2385	3.5332	3.1198	-1.6755	-0.5371	1992.910	55.136
123	-0.2938	3.4293	3.0333	-1.6266	-0.5363	1993.340	49.897

124	-0.3497	3.3251	2.9495	-1.5746	-0.5339	1993.760	45.673
125	-0.4060	3.2207	2.8684	-1.5198	-0.5298	1994.340	40.893
126	-0.4626	3.1161	2.7904	-1.4622	-0.5240	1994.840	37.364
127	-0.5195	3.0116	2.7154	-1.4022	-0.5164	1995.660	32.476
128	-0.5767	2.9071	2.6436	-1.3400	-0.5069	1996.330	28.984
129	-0.6340	2.8030	2.5751	-1.2758	-0.4954	1997.260	24.775
130	-0.6914	2.6992	2.5100	-1.2098	-0.4820	1998.020	21.726
131	-0.7488	2.5959	2.4484	-1.1423	-0.4665	1999.000	18.233
132	-0.8061	2.4933	2.3904	-1.0735	-0.4491	2000.040	14.916
133	-0.8633	2.3914	2.3360	-1.0036	-0.4296	2001.100	11.890
134	-0.9204	2.2905	2.2853	-0.9330	-0.4083	2002.390	8.584
135	-0.9771	2.1905	2.2383	-0.8619	-0.3851	2003.690	5.584
136	-1.0336	2.0916	2.1951	-0.7904	-0.3601	2005.070	2.725
137	-1.0896	1.9940	2.1556	-0.7190	-0.3336	2006.450	0.128
138	-1.1452	1.8978	2.1198	-0.6477	-0.3056	2008.050	-2.587
139	-1.2002	1.8030	2.0877	-0.5770	-0.2764	2009.710	-5.145
140	-1.2547	1.7098	2.0593	-0.5069	-0.2461	2011.510	-7.666
141	-1.3085	1.6184	2.0346	-0.4378	-0.2152	2013.400	-10.064
142	-1.3616	1.5287	2.0135	-0.3699	-0.1837	2015.410	-12.384
143	-1.4139	1.4410	1.9959	-0.3034	-0.1520	2017.560	-14.621
144	-1.4653	1.3553	1.9817	-0.2386	-0.1204	2019.940	-16.883
145	-1.5159	1.2717	1.9708	-0.1757	-0.0891	2022.390	-18.985
146	-1.5655	1.1903	1.9632	-0.1149	-0.0585	2025.130	-21.115
147	-1.6140	1.1113	1.9588	-0.0564	-0.0288	2027.820	-23.016
148	-1.6615	1.0347	1.9573	-0.0004	-0.0002	2031.000	-25.045
149	-1.7078	0.9605	1.9587	0.0528	0.0270	2034.300	-26.941
150	-1.7529	0.8890	1.9628	0.1031	0.0525	2037.780	-28.752
151	-1.7968	0.8202	1.9694	0.1503	0.0763	2041.550	-30.524
152	-1.8394	0.7541	1.9785	0.1943	0.0982	2045.810	-32.319
153	-1.8806	0.6908	1.9897	0.2348	0.1180	2050.170	-33.961
154	-1.9205	0.6305	2.0030	0.2717	0.1357	2054.880	-35.552
155	-1.9589	0.5731	2.0181	0.3050	0.1511	2059.730	-37.015
156	-1.9959	0.5187	2.0349	0.3344	0.1643	2064.650	-38.332
157	-2.0313	0.4673	2.0531	0.3599	0.1753	2069.460	-39.476
158	-2.0652	0.4191	2.0725	0.3815	0.1841	2074.120	-40.452
159	-2.0975	0.3739	2.0929	0.3989	0.1906	2078.160	-41.199
160	-2.1283	0.3319	2.1142	0.4123	0.1950	2081.610	-41.756
161	-2.1574	0.2931	2.1360	0.4216	0.1974	2083.810	-42.067
162	-2.1849	0.2573	2.1583	0.4267	0.1977	2084.470	-42.149
163	-2.2108	0.2247	2.1806	0.4277	0.1961	2088.670	-42.573
164	-2.2351	0.1948	2.2030	0.4249	0.1929	2108.060	-44.330
165	-2.2580	0.1674	2.2251	0.4188	0.1882	2128.900	-45.941
166	-2.2793	0.1424	2.2468	0.4093	0.1822	2150.030	-47.320
167	-2.2992	0.1197	2.2679	0.3966	0.1749	2171.570	-48.497
168	-2.3176	0.0993	2.2883	0.3807	0.1664	2193.380	-49.480
169	-2.3345	0.0812	2.3077	0.3617	0.1568	2215.480	-50.292
170	-2.3499	0.0651	2.3261	0.3399	0.1461	2237.870	-50.950
171	-2.3638	0.0511	2.3432	0.3152	0.1345	2260.540	-51.474
172	-2.3762	0.0391	2.3590	0.2879	0.1220	2283.150	-51.874
173	-2.3872	0.0289	2.3734	0.2581	0.1088	2306.000	-52.173

174	-2.3966	0.0204	2.3860	0.2261	0.0947	2328.560	-52.384
175	-2.4046	0.0136	2.3970	0.1918	0.0800	2351.130	-52.527
176	-2.4111	0.0083	2.4061	0.1557	0.0647	2373.440	-52.616
177	-2.4161	0.0044	2.4133	0.1178	0.0488	2394.880	-52.663
178	-2.4197	0.0018	2.4184	0.0784	0.0324	2415.500	-52.683
179	-2.4217	0.0004	2.4215	0.0376	0.0155	2419.722	-52.711
180	-2.4234	0.0002	2.4236	0.0265	0.0109	2421.810	-52.742

Таблица В.8

Параметры для определения центровочных характеристик

Аппарат/ Параметры	Союз	Аполлон	Заря-2	Несущий корпус	Несущий корпус с кормовым щитком
$V_{x1}, м^3$	0.96	0.89	0.91	0.9	0.92
$V_{x2}, м^3$	1.05	1.05	1.08	1.07	1.08
$V_{y1}, м^3$	0.93	0.87	0.94	0.97	0.99
$V_{y2}, м^3$	1.08	1.07	1.05	1	1.02
$S_{x1}, м^2$	5.4	5.58	5.54	5.57	5.66
$S_{x2}, м^2$	5.91	6.4	6.44	5.87	7.16
$S_{y1}, м^2$	5.73	5.58	5.8	6.84	6.91
$S_{y2}, м^2$	6.14	6.19	6.13	7.32	8.61

Приложение Г

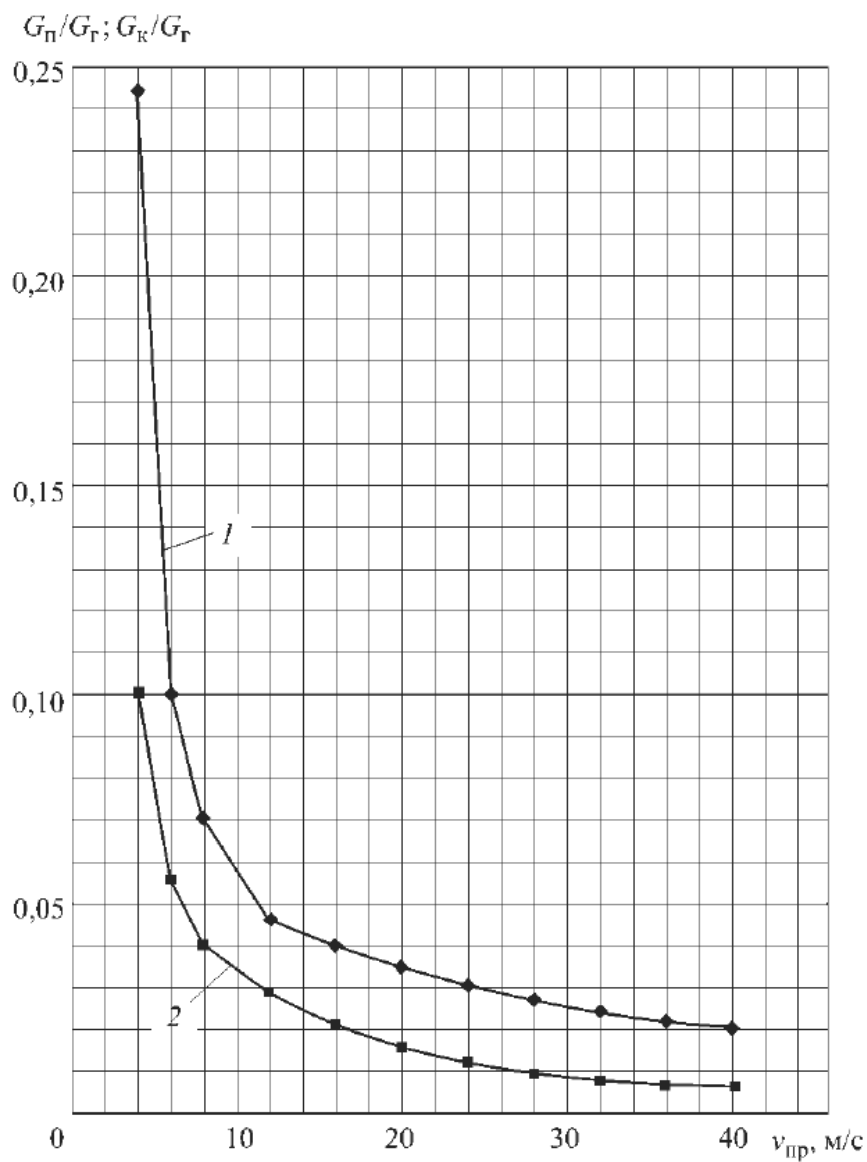


Рисунок Г.1 – Зависимость относительных весов парашюта от груза (1) и купола парашюта от груза (2) от скорости приземления спускаемого груза:

$G_{\text{п}}, G_{\text{г}}, G_{\text{к}}$ – веса соответственно парашюта, груза и купола парашюта (без строп) [29]

Параметры траектории и места посадки при запуске в 2028 году

Таблица Г.1

Основные характеристики траекторий периода запуска 2028 г.

Параметр	Первая дата периода запуска	Средняя дата периода запуска	Последняя дата периода запуска
Обозначение	28-1	28-2	28-3
Дата старта	27.12.2027	05.01.2028	15.01.2028
Масса ПН, выводимая на отлетную траекторию, кг	4450	4600	4800
ΔV_1 , км/с	4.285	4.209	4.121
$V_1^\infty (C_{31})$, км/с	4.948 (24.48)	4.759 (22.65)	4.534 (22.56)
δ_1^∞ , °			
- J2000	45.76	49.59	52.64
- эклиптика	25.61	28.20	30.37
α_1^∞ , °			
- J2000	54.22	61.26	67.92
- эклиптика	63.11	69.29	74.67
Длительность перелёта, сут	199.2	196.9	194.2
Угловая дальность перелёта, °	223.11	224.60	225.72
Дата прилёта	13.07.2028	20.07.2028	27.07.2028
ΔV_2 , км/с	0.925	0.973	1.053
$V_2^\infty (C_{32})$, км/с	3.203 (10.26)	3.357 (11.27)	3.601 (12.97)
δ_2^∞ , °			
- J2000	-3.53	-9.92	-14.75
- эклиптика	-20.91	-28.11	-33.67
- экватор Венеры	-19.71	-26.93	-32.51
α_2^∞ , °			
- J2000	49.18	53.04	56.54
- эклиптика	45.69	47.82	50.15
- экватор Венеры	200.64	212.79	225.41
$V_{ВХ}$, км/с	10.75	10.80	10.87

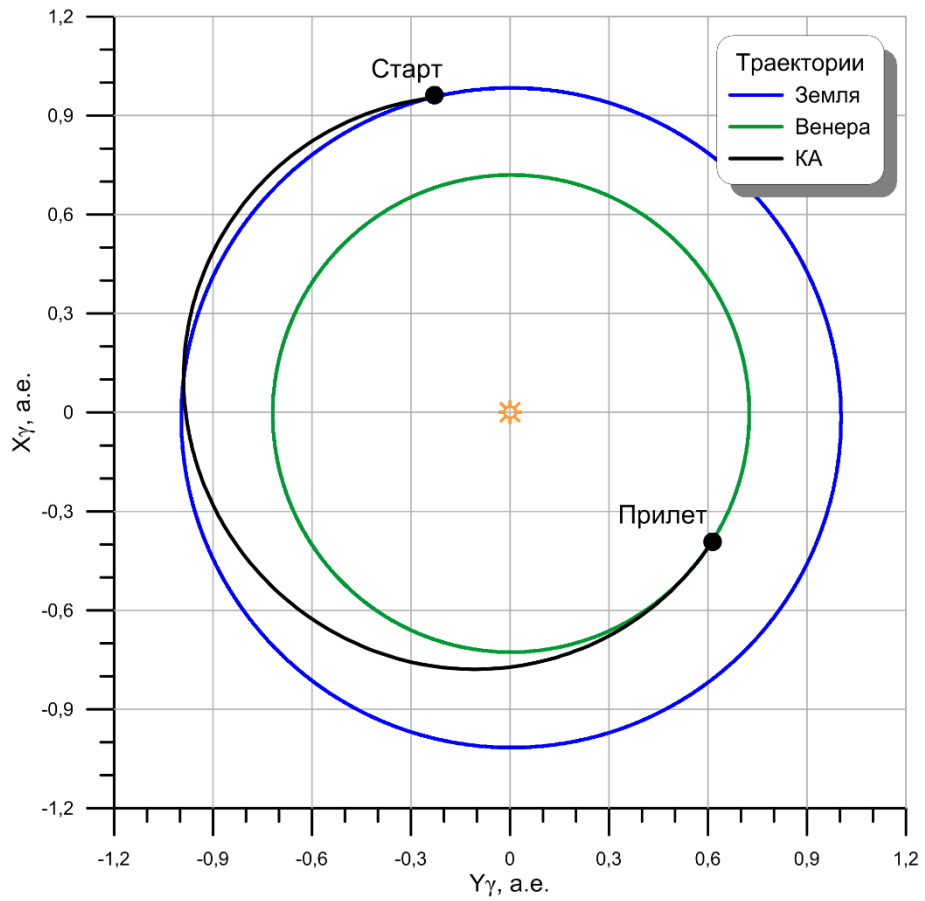


Рисунок Г.2 – Траектория перелёта Земля – Венера при запуске 05.01.2028

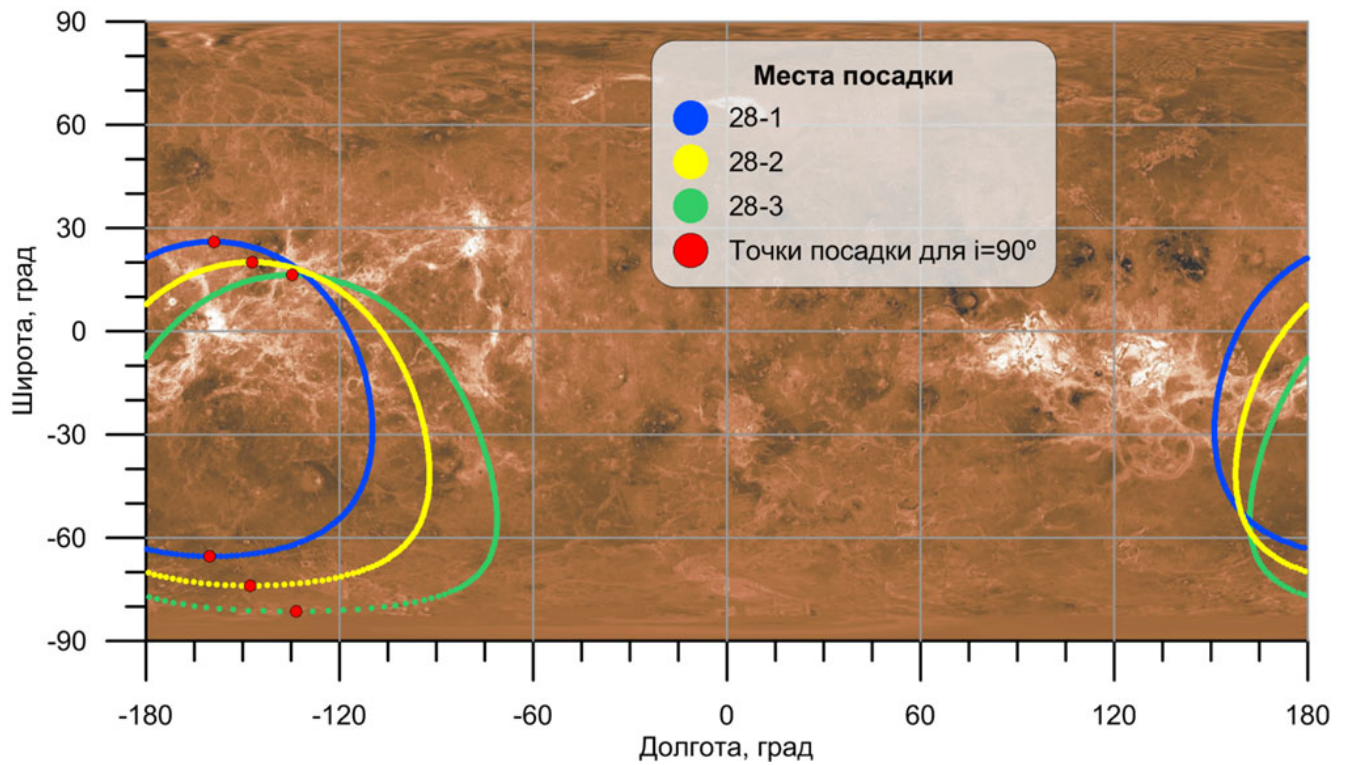


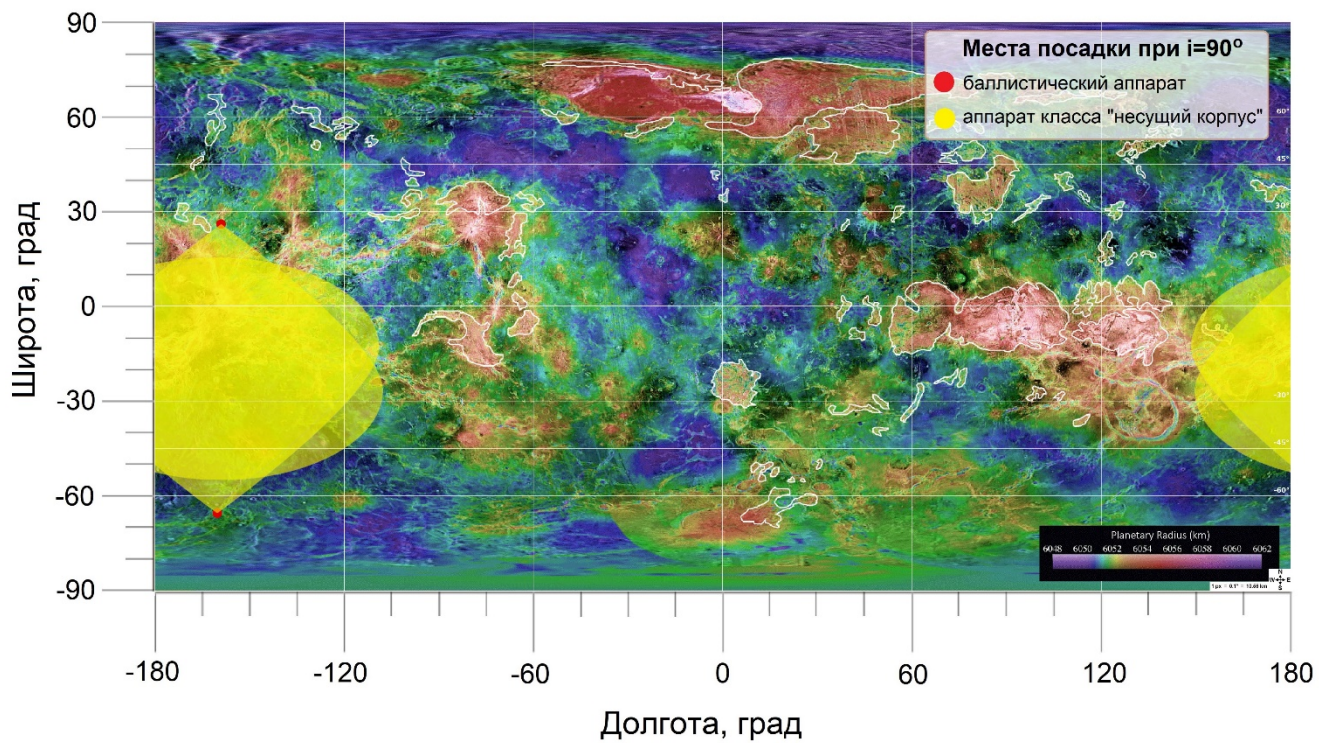
Рисунок Г.3 – Места посадки посадочного аппарата баллистического типа на поверхности Венеры для трех окон старта в 2028 году

Координаты точек посадки посадочных аппаратов при заданном ограничении $i=90^\circ$ для 2028 года запуска в рамках миссии «Венера-Д» представлены в таблице Г.2.

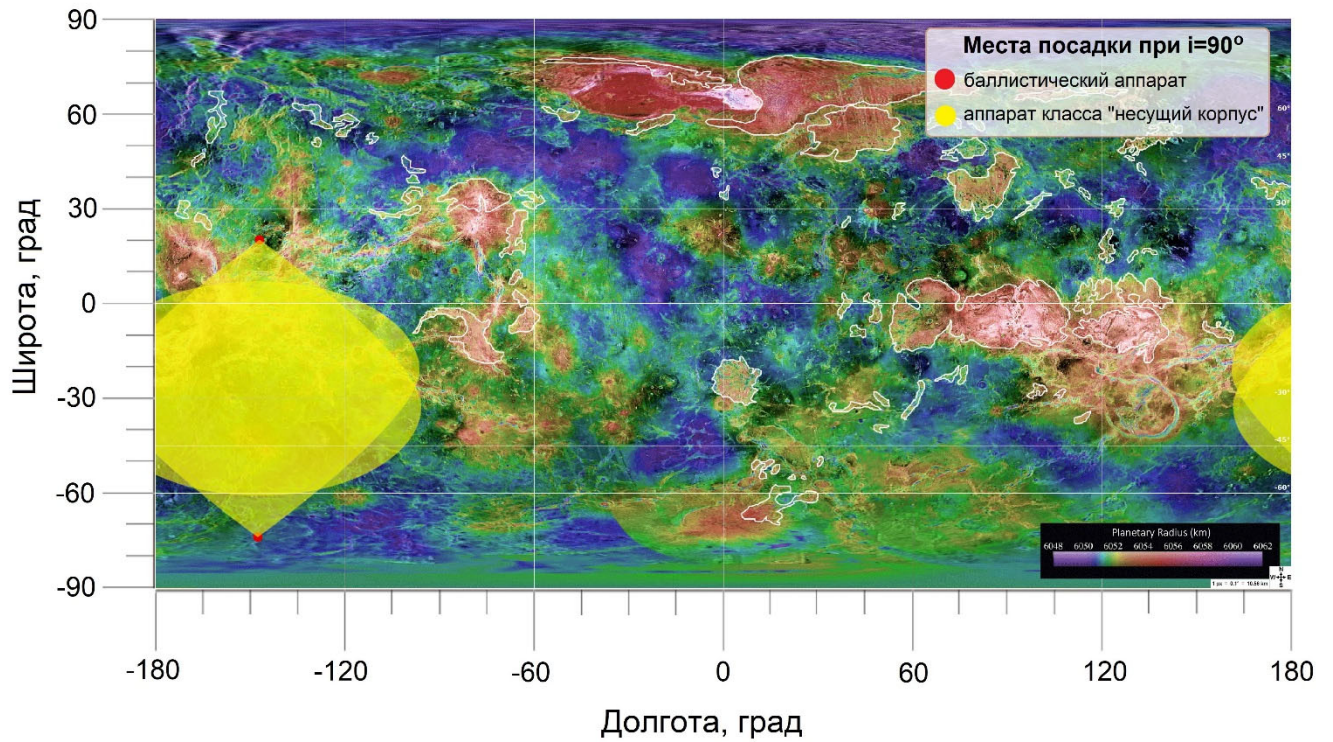
Таблица Г.2

Координаты точек посадки баллистического аппарата при $i=90^\circ$

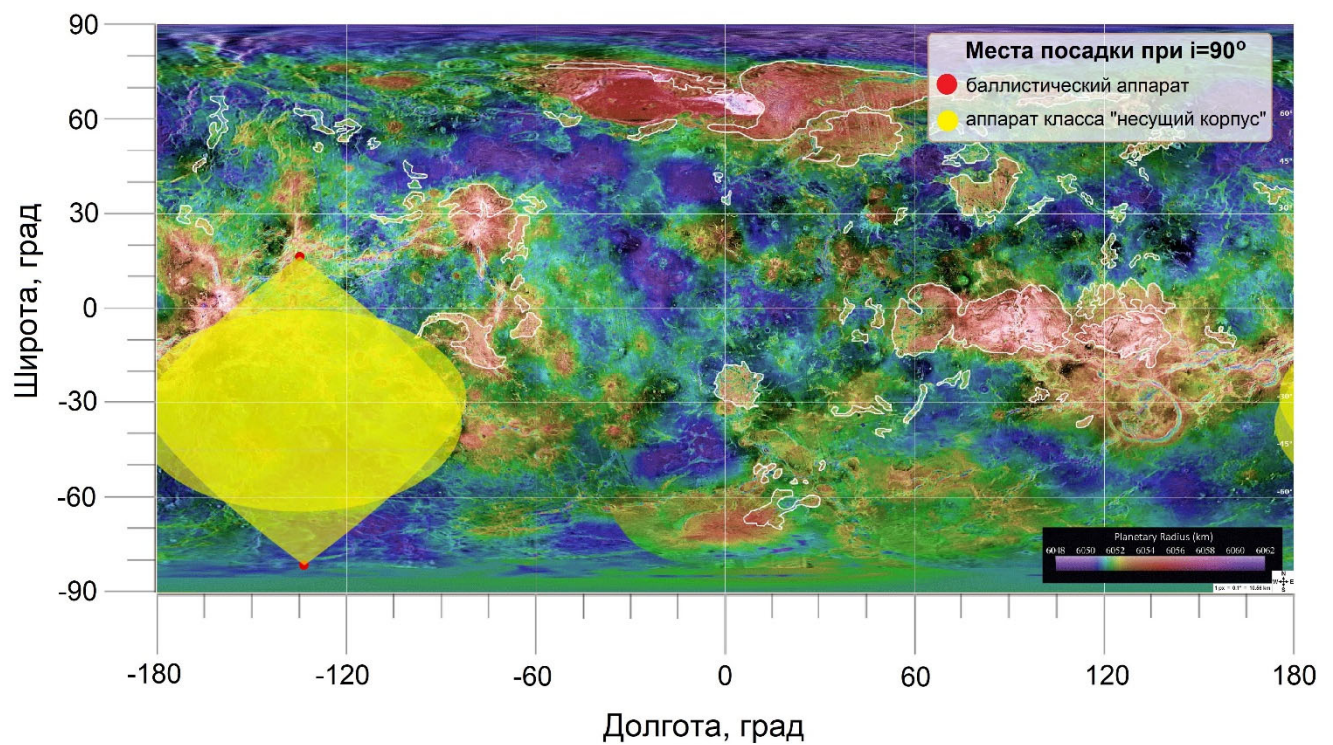
Обозначение	Северное полушарие		Южное полушарие	
	Широта, град	Долгота, град	Широта, град	Долгота, град
28-1	26.03	-158.95	-65.46	-160.24
28-2	20.07	-147.09	-73.92	-147.62
28-3	16.41	-134.76	-81.43	-133.49



а



б



в

Рисунок Г.4 – Возможные области посадки на поверхности Венеры при $i=90^\circ$ для посадочного аппарата баллистического типа (точки отмечены красным) и для аппарата класса «несущий корпус» (жёлтая область): **а** – дата прилёта 13.07.2028; **б** – дата прилёта 20.07.2028; **в** – дата прилёта 27.07.2028.

Параметры траектории и места посадки при запуске в 2031 году

Таблица Г.3

Основные характеристики траекторий периода запуска 2031 г.

Параметр	Первая дата периода запуска	Средняя дата периода запуска	Последняя дата периода запуска
Обозначение	31-1	31-2	31-3
Дата старта	12.06.2031	14.06.2031	17.06.2031
Масса ПН, выводимая на отлетную траекторию, кг	5490	5360	5160
ΔV_1 , км/с	3.824	3.880	3.968
$V_1^\infty (C_{31})$, км/с	3.682 (13.56)	3.855 (14.86)	4.114 (16.92)
δ_1^∞ , °			
- J2000	-0.43	1.16	3.19
- эклиптика	-20.51	-19.17	-17.34
α_1^∞ , °			
- J2000	120.32	119.25	118.46
- эклиптика	122.61	121.1	119.90
Длительность перелёта, сут	124.9	119.9	113.9
Угловая дальность перелёта, °	160.55	153.82	146.24
Дата прилёта	14.10.2031	11.10.2031	08.10.2031
ΔV_2 , км/с	1.146	1.145	1.170
$V_2^\infty (C_{32})$, км/с	3.062 (9.37)	3.060 (9.36)	3.127 (9.78)
δ_2^∞ , °			
- J2000	10.01	8.35	6.25
- эклиптика	-5.69	-6.71	-8.22
- экватор Венеры	-6.06	-7.14	-8.69
α_2^∞ , °			
- J2000	138.69	140.54	142.09
- эклиптика	138.02	140.28	142.41
- экватор Венеры	252.93	250.72	248.47
$V_{ВХ}$, км/с	10.71	10.71	10.73

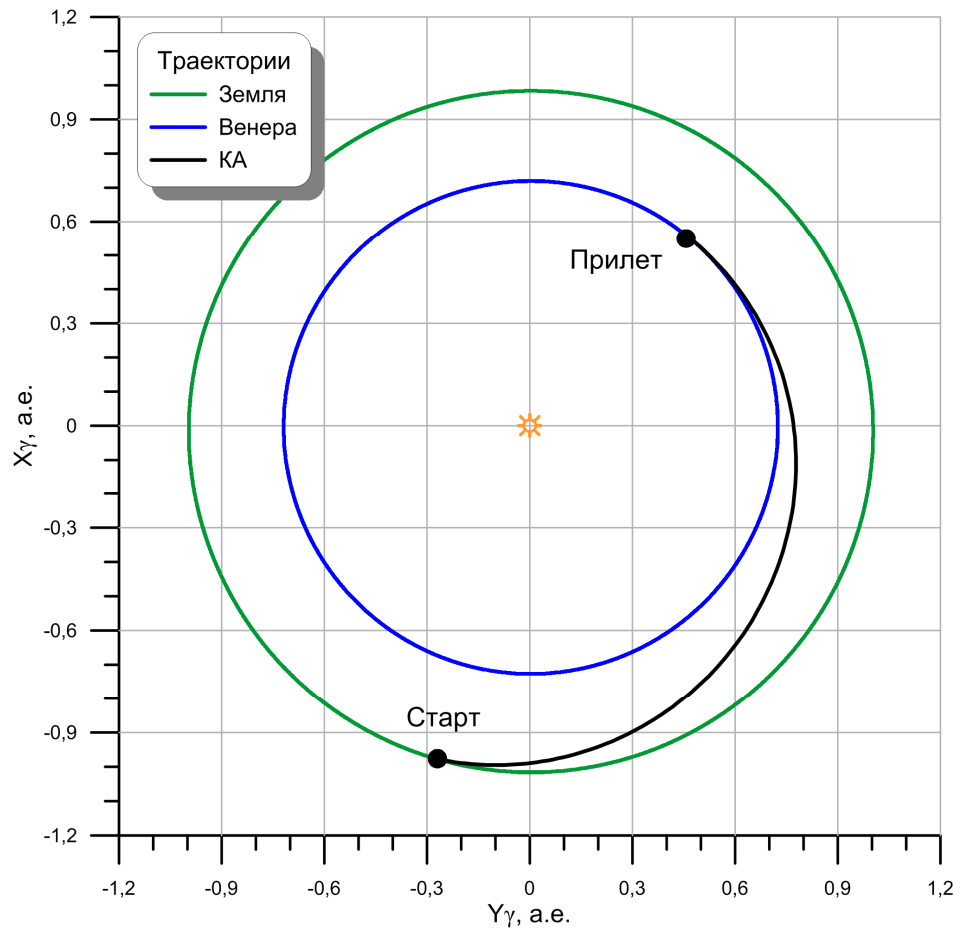


Рисунок Г.5 – Траектория перелёта Земля – Венера при запуске 14.06.2031

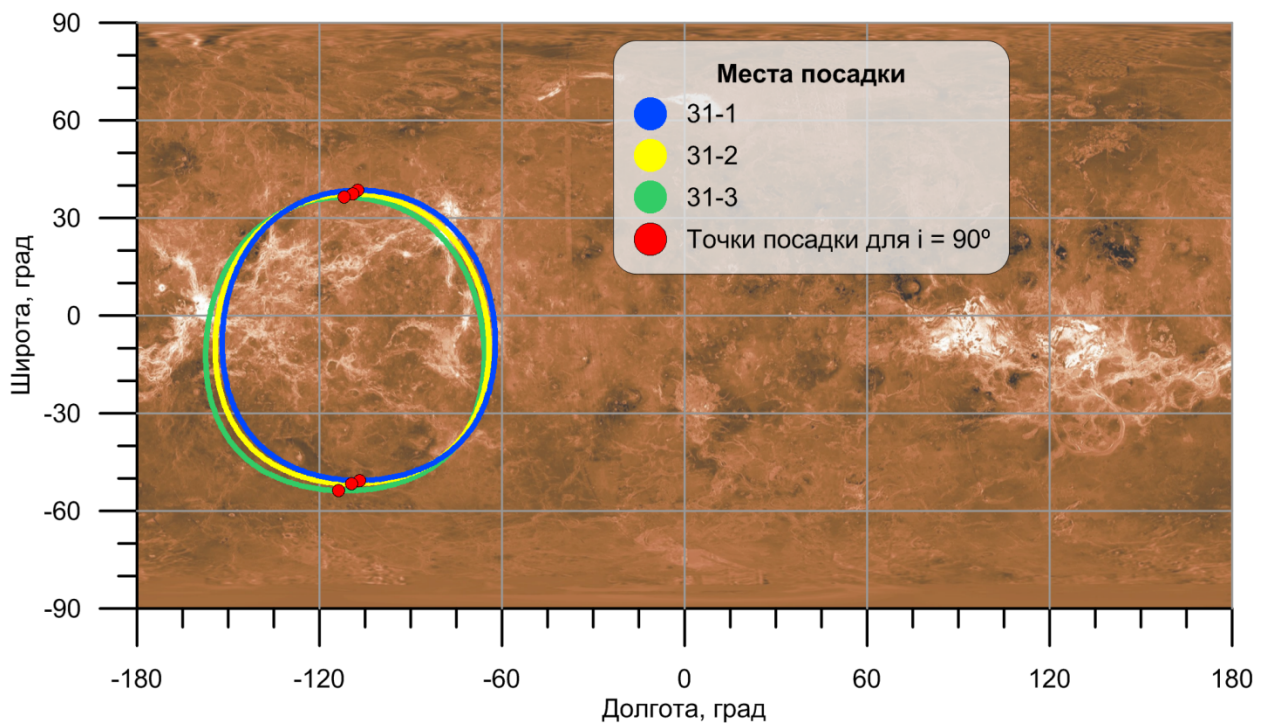


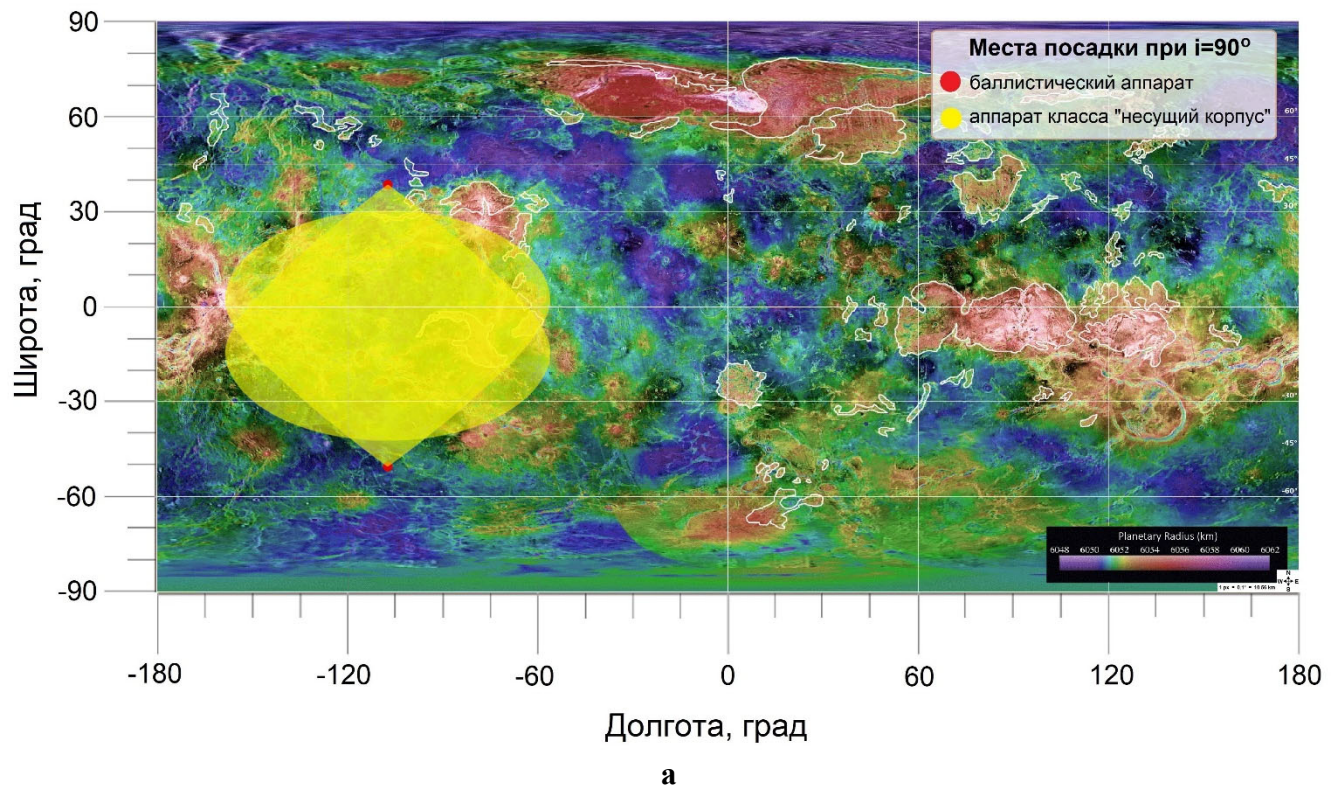
Рисунок Г.6 – Места посадки посадочного аппарата баллистического типа на поверхности Венеры для трех окон старта в 2031 году

Координаты точек посадки посадочных аппаратов при заданном ограничении $i=90^\circ$ для 2028 года запуска в рамках миссии «Венера-Д» представлены в таблице Г.2.

Таблица Г.4

Координаты точек посадки баллистического аппарата при $i=90^\circ$

Обозначение	Северное полушарие		Южное полушарие	
	Широта, град	Долгота, град	Широта, град	Долгота, град
31-1	38.51	-107.33	-50.64	-106.76
31-2	37.42	-109.14	-51.70	-109.46
31-3	36.49	-111.87	-53.81	-113.63



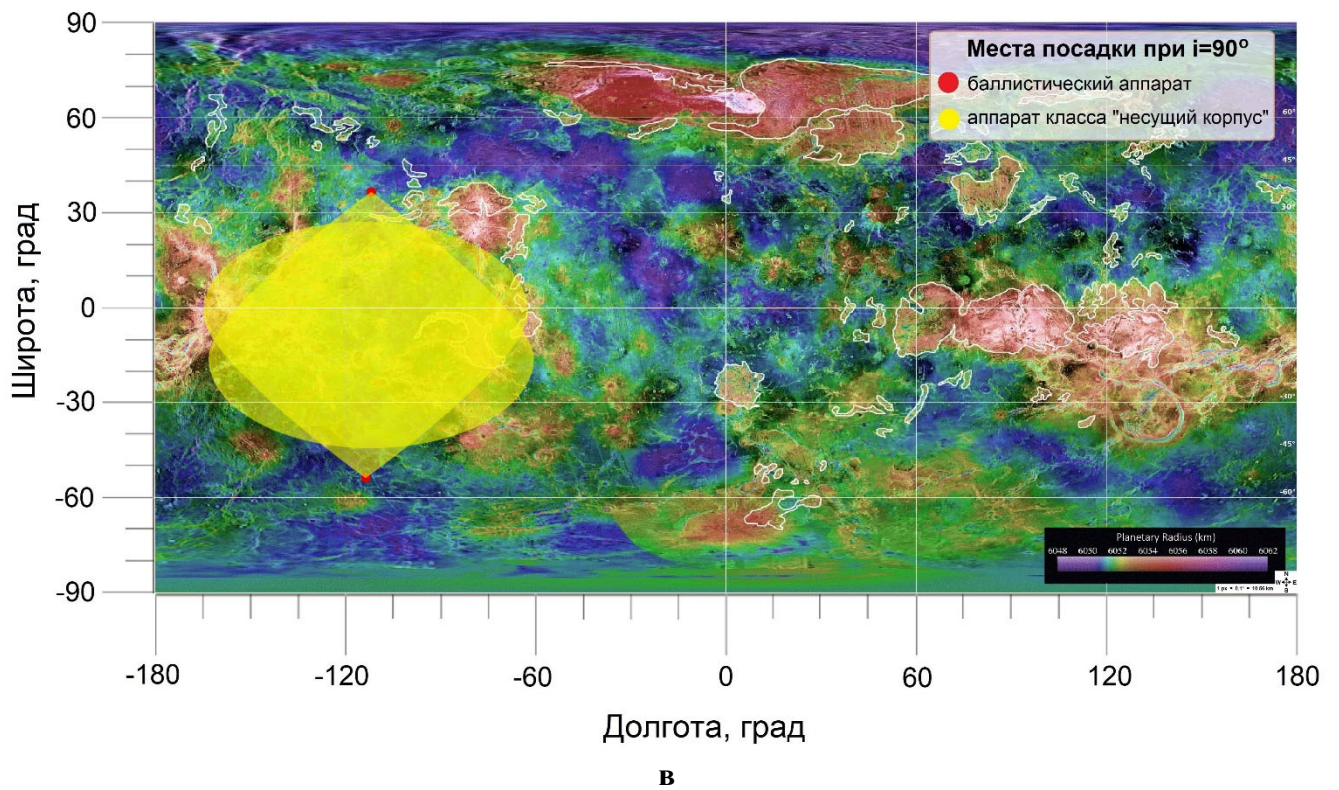
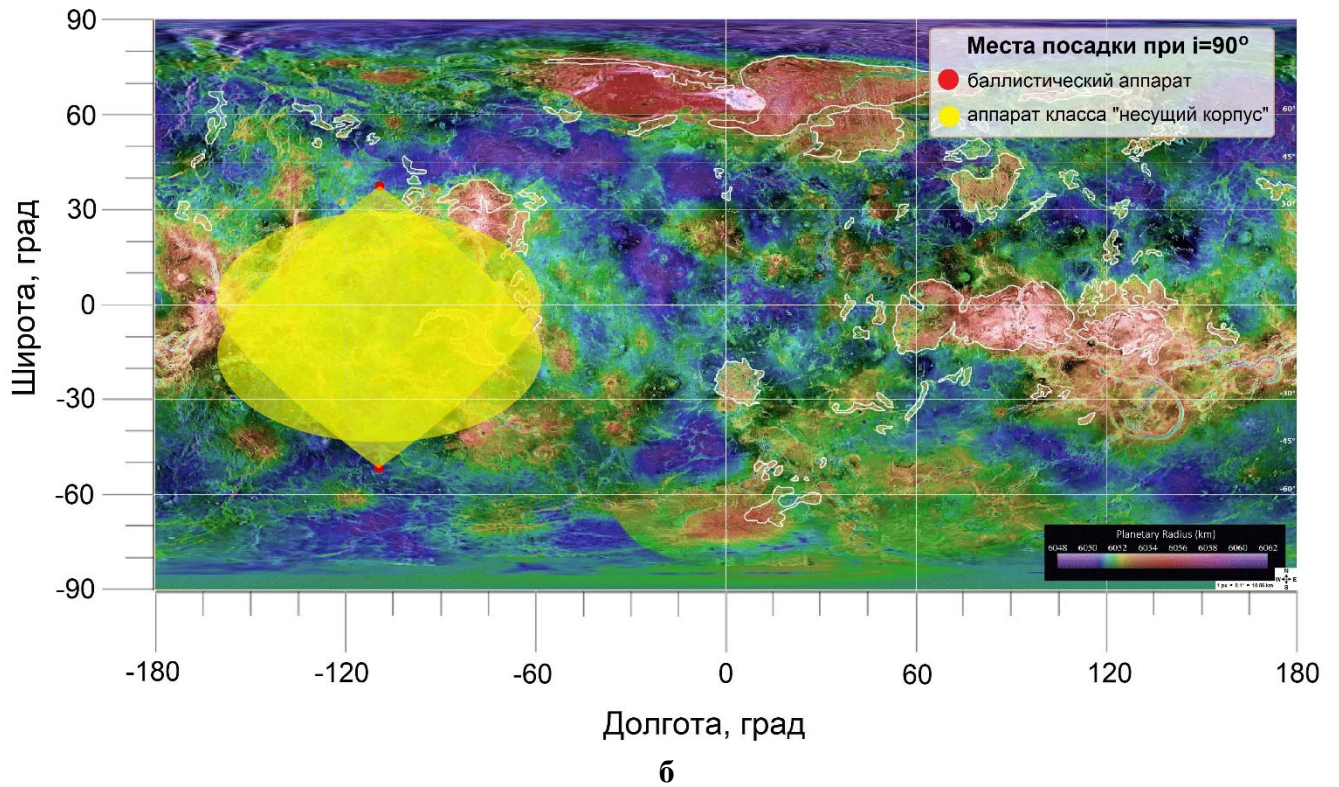


Рисунок Г.7 – Возможные области посадки на поверхности Венеры при $i=90^\circ$ для посадочного аппарата баллистического типа (точки отмечены красным) и для аппарата класса «несущий корпус» (жёлтая область): **а** – дата прилёта 14.10.2031; **б** – дата прилёта 11.10.2031; **в** – дата прилёта 08.10.2031.

**Параметры траектории и места посадки при запуске в 2029 году
(другие пусковые окна)**

Таблица Г.5

Основные характеристики траекторий периода запуска 2029 г.

Параметр	Первая дата периода запуска	Средняя дата периода запуска	Последняя дата периода запуска
Дата старта	09.11.2029	20.11.2029	30.11.2029
ΔV_1 , км/с	4.000	4.197	4.650
V_1^∞ , км/с	4.352 (18.94)	4.853 (23.55)	5.870 (34.46)
δ_1^∞ , °			
- J2000	10.90	2.95	-5.10
-эклиптика	34.32	26.39	18.34
α_1^∞ , °			
- J2000	272.56	270.43	270.17
- эклиптика	273.05	270.48	270.18
Длительность перелёта, сут	109.1	102.9	93.2
Угловая дальность перелёта, °	142.37	138.11	128.90
Дата прилёта	26.02.2030	02.03.2030	03.03.2030
ΔV_2 , км/с	0.746	0.693	0.760
V_2^∞ (C ₃₂), км/с	3.393 (11.51)	3.223 (10.39)	3.437 (11.81)
δ_2^∞ , °			
- J2000	-53.91	-43.78	-31.47
- эклиптика	-33.39	-21.69	-8.61
- экватор Венеры	-33.51	-21.96	-9.00
α_2^∞ , °			
- J2000	305.36	292.59	283.95
- эклиптика	294.10	287.36	282.00
- экватор Венеры	249.64	247.48	243.02

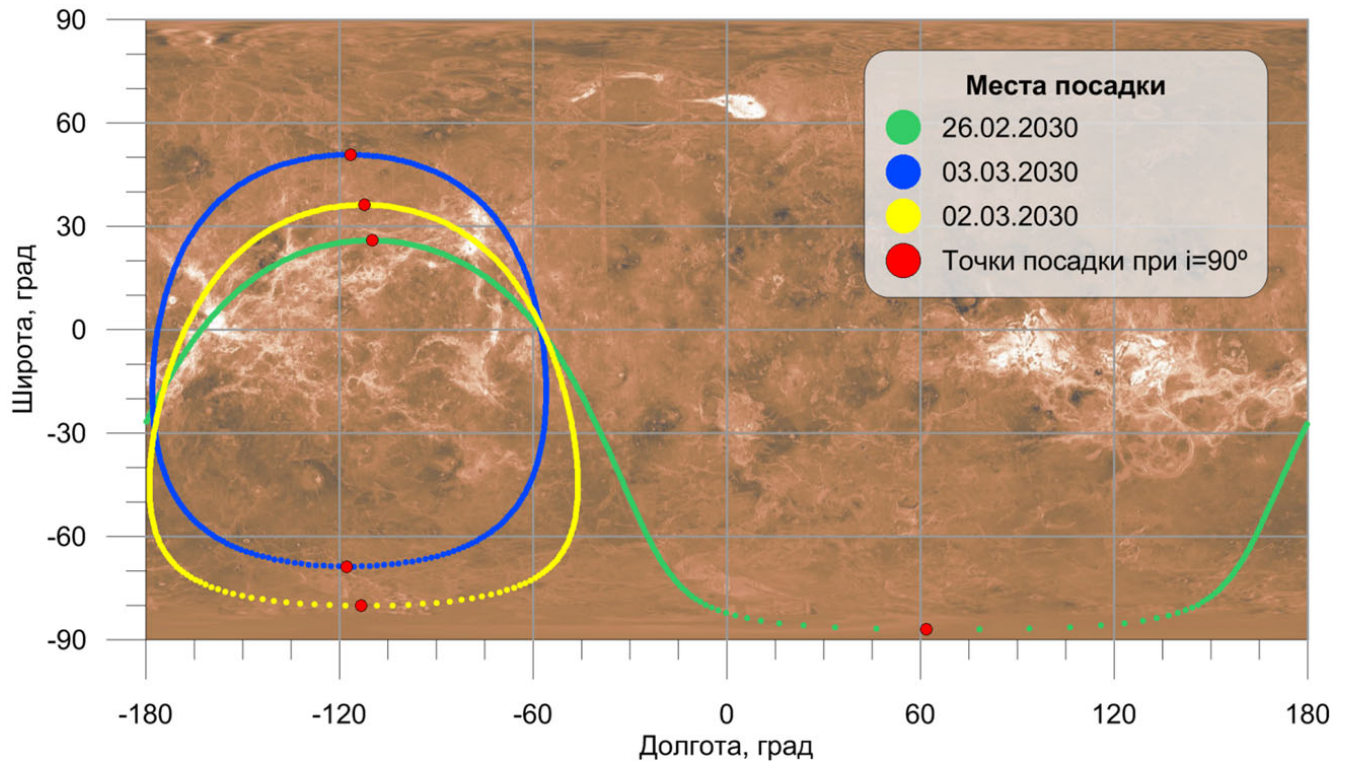


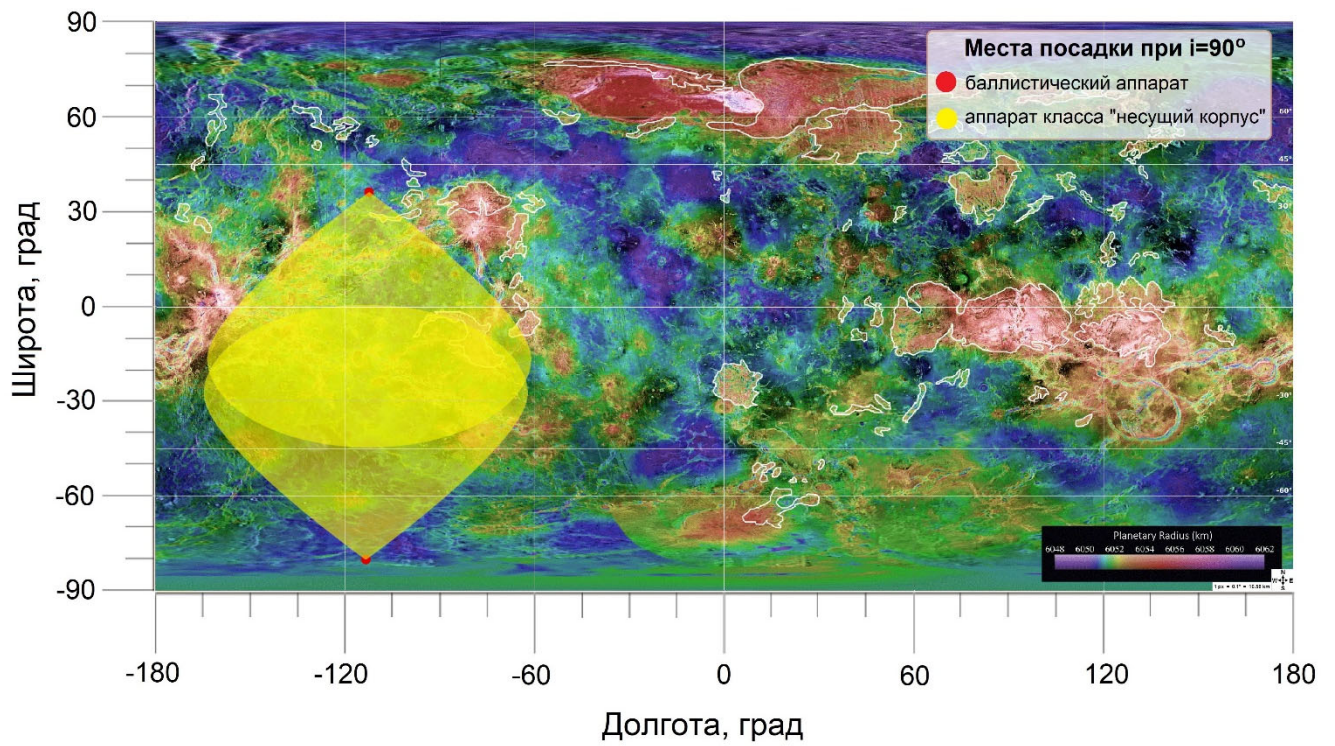
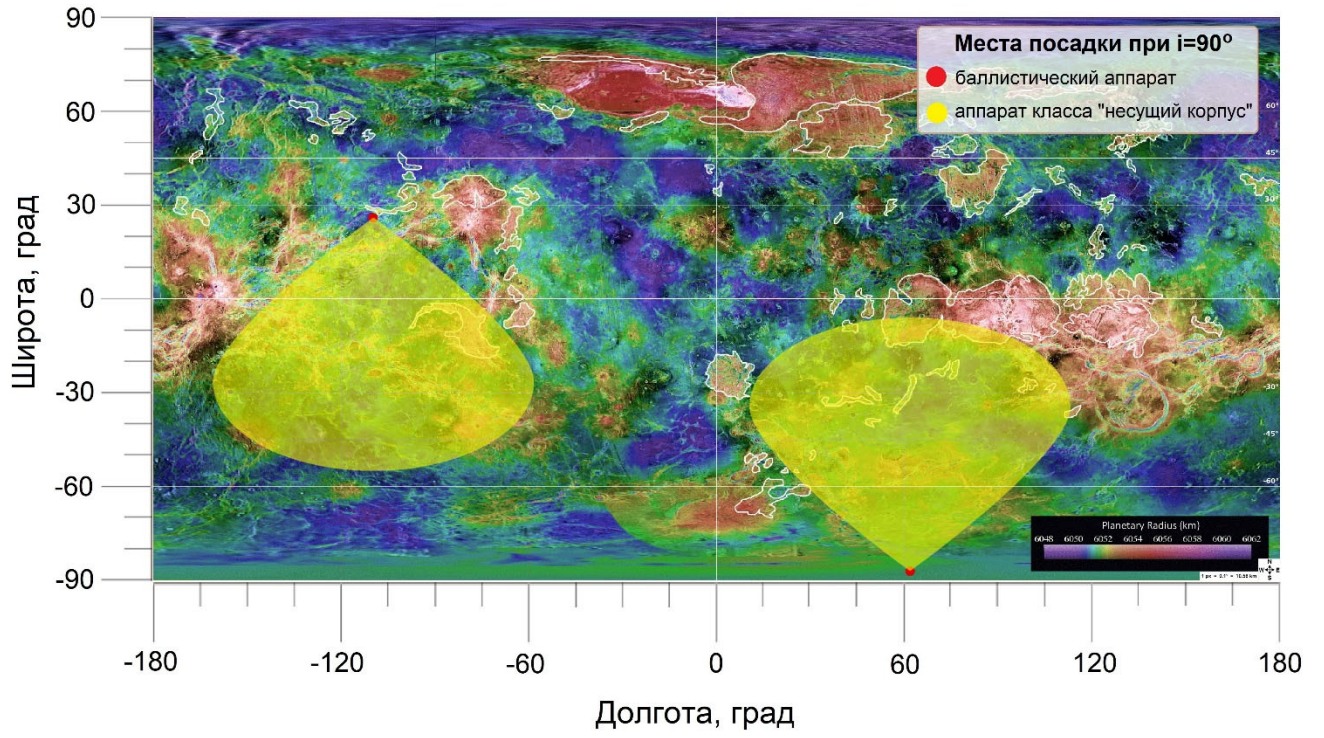
Рисунок Г.8– Места посадки посадочного аппарата баллистического типа на поверхности Венеры для трех окон старта в 2029 году с прилётом в 2030 году

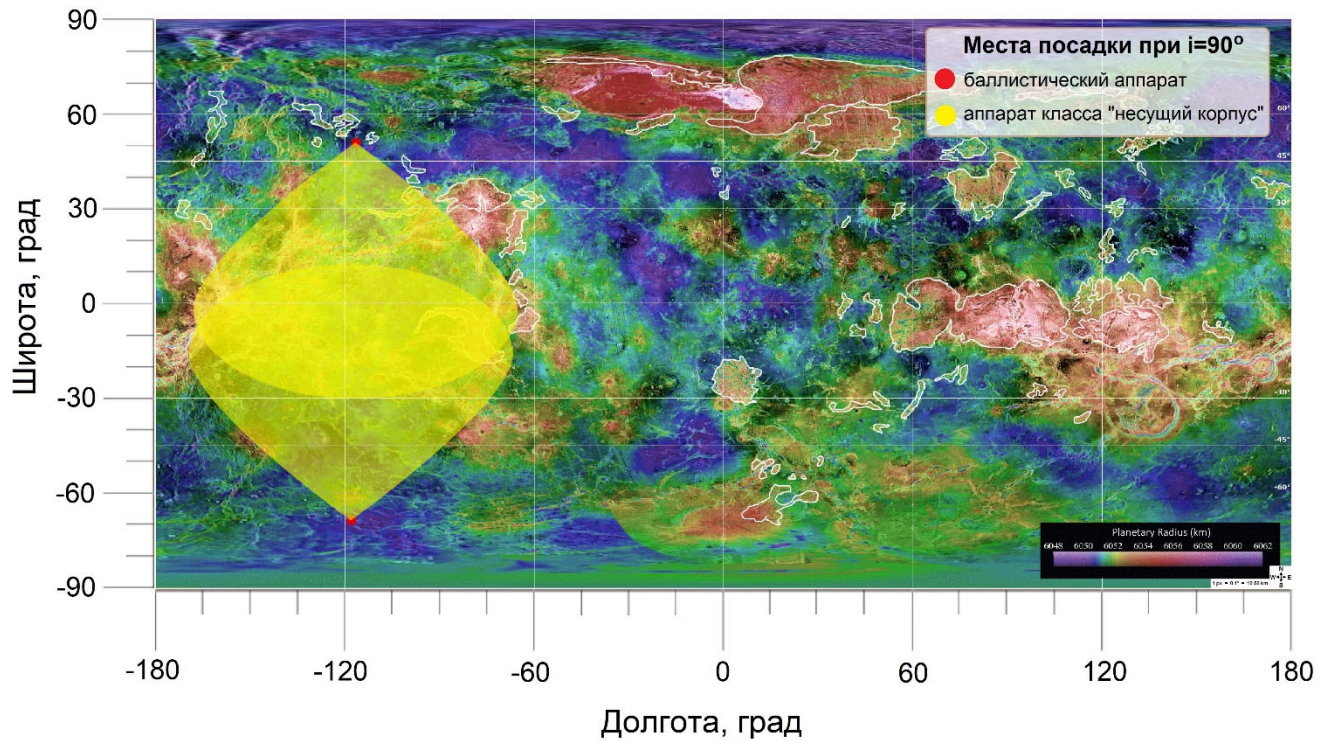
Координаты точек посадки посадочных аппаратов при заданном ограничении $i=90^\circ$ для 2029 года запуска в рамках миссии «Венера-Д» представлены в таблице Г.6.

Таблица Г.6

Координаты точек посадки баллистического аппарата при $i=90^\circ$

Дата и время прилёта, TDB	Северное полушарие		Южное полушарие	
	Широта, град	Долгота, град	Широта, град	Долгота, град
26.02.2030 15:00:00	25.93	-109.86	-87.02	61.76
02.03.2030 22:30:00	36.22	-112.35	-80.14	-113.32
03.03.2030 18:00:00	50.77	-116.47	-68.75	-117.87





в

Рисунок Г.9 – Возможные области посадки на поверхности Венеры при $i=90^\circ$ для посадочного аппарата баллистического типа (точки отмечены красным) и для аппарата класса «несущий корпус» (жёлтая область): **а** – дата прилёта 26.02.2030; **б** – дата прилёта 02.03.2030; **в** – дата прилёта 03.03.2030.

Приложение Д

Таблица Д.1

Предварительный состав КНА ПМ

№	Прибор (Разработчик)	Описание	Научные задачи	Размеры, Масса, Мощность, Информативность
1	XRD/XRF (США)	Рентгеновский дифракционный и флюоресцентный спектрометр. Масса образца 50-200 мг. Требуется доставки образца внутрь ПМ	Минералогический и элементный анализ образцов грунта	270x160x190 мм, 5 кг, 30 Вт, 100 кБ/образец
2	MIMOS 2A (ИКИ РАН, Германия)	Мессбауэровский спектрометр. Необходимо поддержание давления 10 мбар – 1 бар и рабочей температуры до +30 °С. Требуется доставки образца внутрь ПМ. Имеет режим работы APXS (рентгеновский спектрометр на альфа-частицах).	Идентификация минералогического состава образцов поверхности, измерение относительного содержания железосодержащих фаз, измерение распределения железа по степени окисления, определение химического состава поверхности	40x40x100 мм, 0,5 кг, 4 Вт, 300 кБ/образец (150+150 для двух режимов)
3	Комплекс камер: -широкоугольная панорамная камера (4 шт.) -посадочная камера (2 шт.); -микроскопическая (2 шт.); -блок управления камерами. (ИКИ РАН)	4 или 5 панорамных камер, 2 камеры, работающие на спуске, 1 или 2 микроскопических камеры – для передачи изображений поверхности	<ul style="list-style-type: none"> •идентификация места посадки •исследование морфологии поверхности •топография, стратиграфия в районе посадки •исследование текстур породы •определение геологического разнообразия в районе посадки •измерение параметров области взятия образцов грунта •идентификация эрозийных процессов •сравнение характеристик породы до и после взятия образцов 	Суммарно по комплексу: 3,2 кг, 10,5 Вт, 9 МБ (спуск) + 10 МБ (поверхность).
4	CAP: -CAP MS +LIMS -CAP GS -CAP LIMS (ИКИ РАН)	Газовый хроматограф – масс-спектрометр + лазерный ионизационный масс-спектрометр. Требуется доставки образцов атмосферы и грунта внутрь ПМ.	<ul style="list-style-type: none"> • измерение <i>in situ</i> профиля концентраций основных и следовых газовых компонентов в атмосфере венеры • исследование химического состава облачного аэрозоля • измерение изотопного состава благородных газов 	CAP MS: 260x180x130 мм, 3,6 кг; CAP GS: 250x150x110 мм, 3,4 кг; CAP LIMS: 120x110x110 мм, 3,5 кг.

№	Прибор (Разработчик)	Описание	Научные задачи	Размеры, Масса, Мощность, Информативность
			и других летучих элементов в атмосфере. анализ химического состава пород поверхности • измерение концентраций основных и следовых элементов пород поверхности • измерение изотопного состава породообразующих элементов	Суммарно по комплексу: 10,5 кг, 60 Вт, 19 МБ (спуск) + 3,5 МБ (поверхность)
5	Raman + LIDAR (США)	Рамановский спектрометр и лидар	• минералогический анализ образцов грунта (рамановский режим); • анализ микрофизических характеристик атмосферного аэрозоля (режим лидара)	300×300×250 мм, 8 кг, 80 Вт, 9 МБ (суммарно)
6	Метео-комплекс (ИКИ РАН)	Измерения давления, температуры, скорости ветра и др. метеопараметров	Вертикальная структура атмосферы от поверхности до высоты 60 км.	100х100х100 мм, 1 кг, 1,5 Вт, 0,6 МБ (спуск) + 0,7 МБ (поверхность)
7	AGNESSA - Agnessa GRD/NS Unit - Agnessa PNG/Unit (ИКИ РАН)	Активный гамма и нейтронный спектрометр	Измерение содержания естественных радиоизотопов, измерение весовых концентраций основных породообразующих элементов в подповерхностном слое на глубине 0,5 м методами нейтрон-активационного анализа	Agnessa GRD/NS Unit: 260х217х135 мм, 3 кг Agnessa PNG/Unit: 331х125х45 мм, 3,7 кг. Общая инф-я по комплексу: 6,7 кг, 19 Вт, 60 кБ/с
8	ИСКРА-В - MLAS; - AGS. (ИКИ РАН)	Многоканальный диодно-лазерный перестраиваемый спектрометр	Вертикальные профили серосодержащих газов и малых составляющих, а также изотопов составляющих химических элементов	MLAS: 100х120х450 мм, 4,9 кг; AGS: 100х120х450 мм, 5 кг; Суммарно по комплексу: 9,9 кг, 48 Вт, 5 МБ (спуск) + 11 МБ (поверхность).
9	ВЕРБА - VERBA-OUTSIDE; - VERBA-INSIDE. (МФТИ, ИКИ РАН)	Инфракрасный радиометр	Радиационный баланс атмосферы, вертикальная тепловая структура атмосферы	VERBA-OUTSIDE: 200х200х300 мм (размещение снаружи корпуса ПМ) 0,4 кг; VERBA-INSIDE: 80х80х40 мм (размещение внутри)

№	Прибор (Разработчик)	Описание	Научные задачи	Размеры, Масса, Мощность, Информативность
				герметичного отсека), 0,1 кг; Суммарно по комплексу: 0,5 кг, 5 Вт, 10 кБ/с.
10	UV-VIS (США)	Спектрометр в УФ- и видимом диапазоне 0,23–0,66 мкм с разрешением 0,3–1 нм	Микрофизическая и тепловая структура облаков, состав и структура неизвестных УФ-поглотителей	120x250x500 мм, 10 кг, 35 Вт, 5 МБ
11	GROZA (ИКИ РАН)	Датчик электрической активности	Анализ молниевой активности в районе посадки	100x110x30 мм, 2,5 Вт, 0,35 кг, 5 кбит/с
12	LLISSE (2 шт.) (США)	Включает •метеоконплекс (датчики температуры, давления, радиации и скорости ветра и направления). •3-осный сейсмометр MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems); • высокотемпературные подсистемы (для измерения температуры, давления, ветра, химии и радиации в течение 60 дней)	Проведение измерений на поверхности ~2 месяцев	200x200x200 мм, 10 кг; Суммарно по комплексу: 30 кг (с учётом конструкции установки)
13	ГЗУ+ГПУ (ИКИ РАН)	В разработке		
14	СИО ПМ (ИКИ РАН)	Служебный прибор		1,8 кг
15	БКС КНА ПМ			3 кг
16	Резерв			4,55 кг
Суммарная масса КНА ПМ				125 кг

Приложение Е

Огибающие (по всем слоям) действующих напряжений для РС №2 в максимально нагруженной зоне показаны на следующих рисунках:

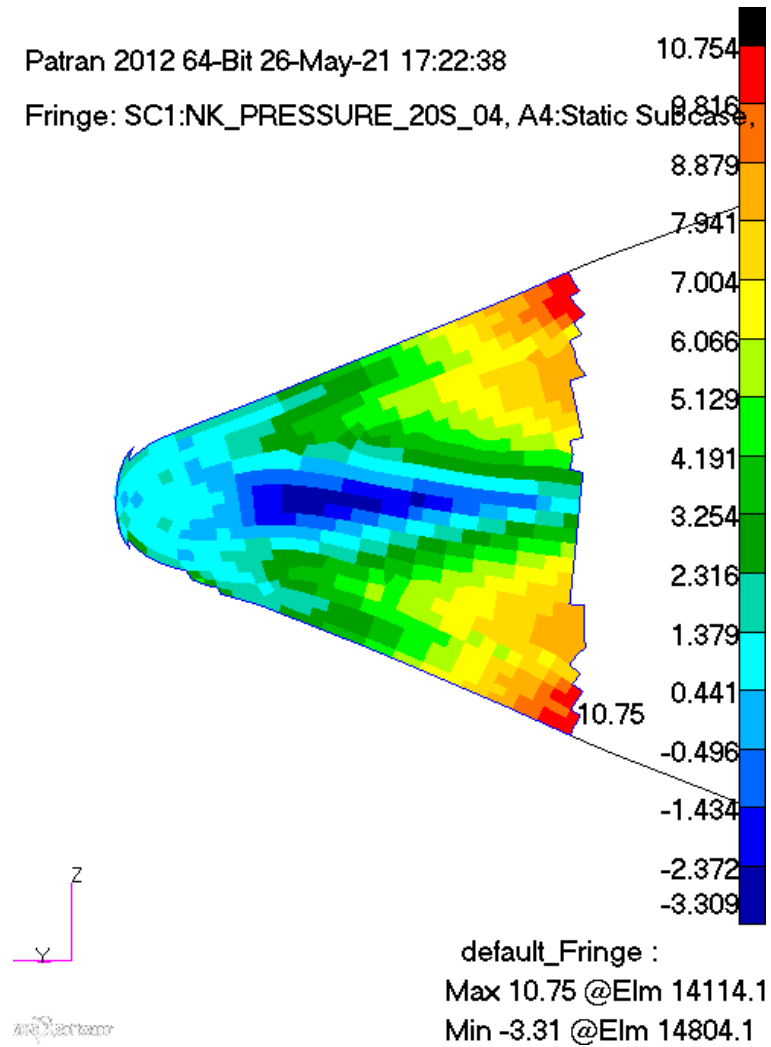


Рисунок Е.1 – Огибающая действующих растягивающих напряжений по направлению укладки слоя

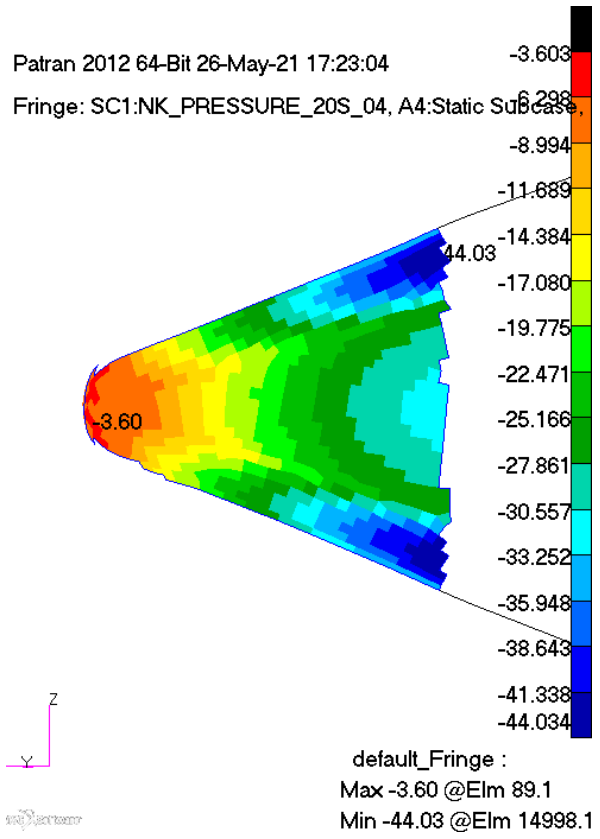


Рисунок Е.2 – Огибающая действующих сжимающих напряжений по направлению укладки слоя

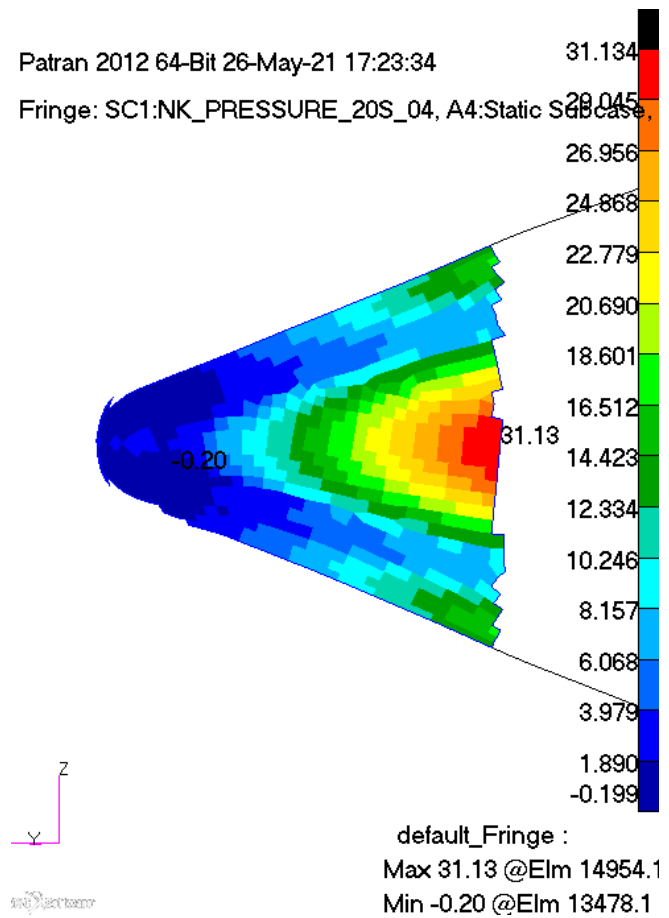


Рисунок Е.3 – Огибающая действующих растягивающих напряжений поперек укладки слоя

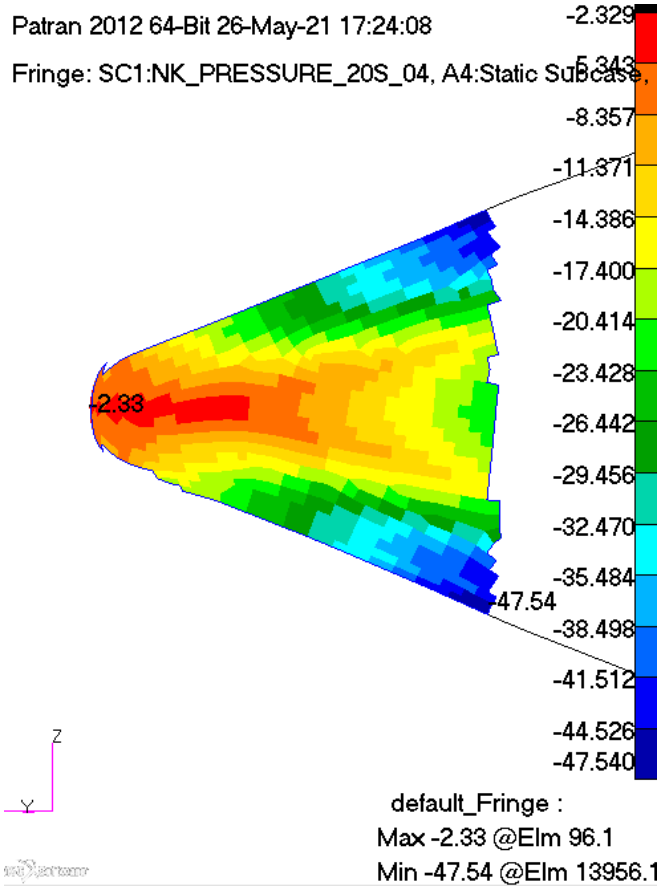


Рисунок Е.4 – Огибающая действующих сжимающих напряжений поперек укладки слоя

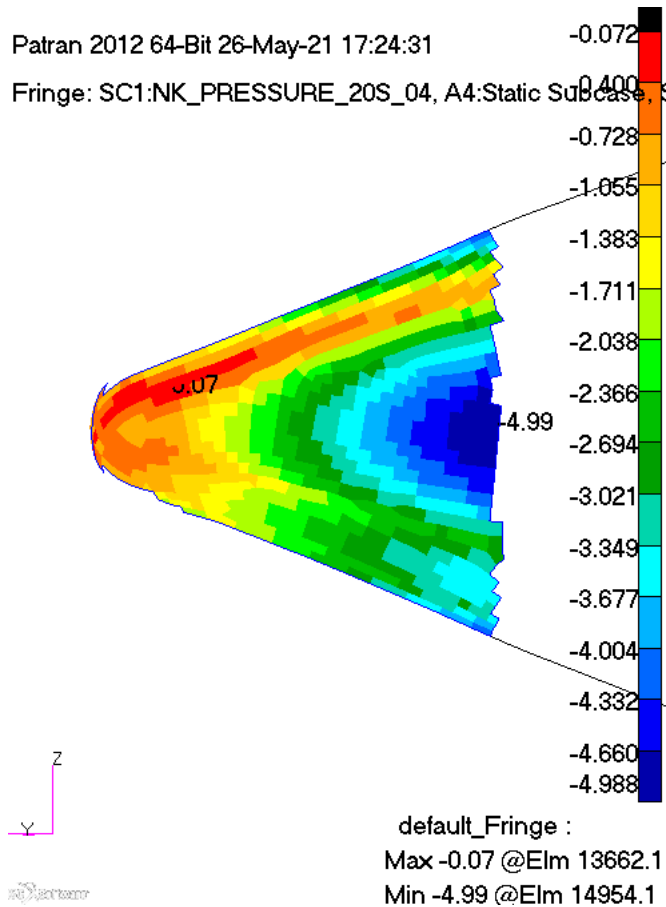


Рисунок Е.5 – Огибающая по всем слоям касательных напряжений