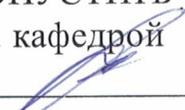


Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

Институт компьютерных и инженерных наук
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы
Направление подготовки 24.03.01 – Ракетные комплексы и космонавтика
Направленность (профиль) образовательной программы Ракетно-космическая техника

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ
Зав. кафедрой

_____ В.В. Соловьев
« » _____ 2025 г.

БАКАЛАВРСКАЯ РАБОТА

на тему: Оптимизация траектории полёта ракета-носителя «Ангара А5» на активном участке с учетом аэродинамических ограничений

Исполнитель
студент группы 1109-об



(подпись, дата)

Е.А. Наумкина

Руководитель
доцент, канд. техн. наук



(подпись, дата)

В.В. Соловьев

Консультант по безопасности
жизнедеятельности
доцент, канд. техн. наук



(подпись, дата)

А.В. Козырь

Нормоконтроль
Ст. преподаватель кафедры СиТРК



(подпись, дата)

М.А. Аревков

Благовещенск 2025

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

Институт компьютерных и инженерных наук
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы

УТВЕРЖДАЮ
Зав. кафедрой
_____ В.В. Соловьев
« _____ » _____ 2025 г.

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студентки Наумкиной Елизаветы Александровны

1. Тема выпускной квалификационной работы: Оптимизация траектории полета ракеты на активном участке с учетом аэродинамических ограничений

(утверждена приказом от 03.04.2025 №878-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 06.06.2025

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: отчеты по практике, ГОСТы, справочная литература, патенты

4. Содержание выпускной квалификационной работы (перечень подлежащих к разработке вопросов): общие сведения о ракета-носителе «Ангара А5», конструкционные особенности второй ступени, аэродинамика ракетного полета, проектирование телескопического сопла, расчет траектории РН «Ангара А5», безопасность и охрана труда, расчет экономических затрат на разработку

5. Перечень материалов приложения: титульный лист, таблицы расчетов базовой траектории, графики скорости и высоты базовой траектории, графики скорости и высоты базовой траектории с применением телескопического сопла, телескопическое сопло в сложенном виде, телескопическое сопло в разложенном виде, кинематическая схема телескопического сопла, телескопическое сопло на второй ступени РН "Ангара А5", заключение

6. Консультант по БЖД: Козырь Аркадий Валентинович, доцент, канд. техн. наук

7. Дата выдачи задания: 29.05.2025

8. Руководитель выпускного квалификационного проекта: Соловьев Владислав Викторович, доцент, канд. техн. наук

Задание принял к исполнению (дата): 29.05.2025



РЕФЕРАТ

Настоящая бакалаврская работа содержит 61 страницу, 15 рисунков, 8 таблиц, 7 источников.

РАКЕТА «АНГАРА А5», ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА, ТЕЛЕСКОПИЧЕСКОЕ СОПЛО, РАСЧЕТ ЭКОНОМИИ ТОПЛИВА, ПАРАМЕТРЫ ТЕЛЕСКОПИЧЕСКОГО СОПЛА, БАЗОВАЯ ТРАЕКТОРИЯ ПОЛЕТА, АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

В работе представлены результаты проектирования телескопического сопла для второй ступени РН «Ангара-А5», расчет основных характеристик после оптимизации.

Цель работы – оптимизировать траекторию полета ракеты «Ангара-А5» с учётом аэродинамических ограничений и применением технологии телескопического сопла.

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

- 1) Провести анализ ракеты «Ангара-А5» и анализ работы ее второй ступени;
- 2) Провести анализ аэродинамики ракетного полета и конструктивных особенностей, влияющих на полет;
- 3) Выбрать и обосновать необходимое сопло ракеты;
- 4) Выбрать материалы для телескопического сопла;
- 5) Рассчитать базовую траекторию без учета телескопического сопла и с ним и оценить преимущества;
- 6) Провести расчеты экономии топлива;
- 7) Описать меры безопасности при работе с телескопическим соплом;
- 8) Провести экономический расчет проектирования изделия.

СОДЕРЖАНИЕ

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ	7
ВВЕДЕНИЕ	8
1 ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ	10
1.1 Общие сведения о ракета-носителе «Ангара А5»	10
1.2 Конструкционные особенности второй ступени ракеты «Ангара А5»	12
1.3 Аэродинамика ракетного полета и факторы, влияющие на него.	15
1.4 Конструктивные особенности и факторы, которые влияют на траекторию полета ракеты.	16
1.4.1 Стабилизация за счет реактивных струй.	16
1.4.2 Аэродинамическая стабилизация при помощи стабилизаторов	17
1.4.3 Использование гироскопических систем для удержания ориентации	18
1.4.4 Стабилизация с использованием газодинамических рулей	18
1.4.5 Телескопическое сопло	19
1.5 Принцип действия телескопического сопла и его влияние на тяговые характеристики.	21
1.6 Обзор САПР, применяемых при моделировании телескопического сопла.	22
2 ПРОЕКТНАЯ ЧАСТЬ	24
2.1 Выбор материала для телескопического сопла.	24
2.2 Ожидаемые преимущества	25
2.3 Расчет базовой траектории полета без учета телескопического сопла	26
2.4 Расчет траектории с учетом телескопического сопла	30
2.5 Расчет экономии топлива	32
3 КОНСТРУКТОРСКАЯ ЧАСТЬ	34
3.1 Создание 2D чертежей на основе модели.	34
3.2 Внедрение технологии на вторую ступень РН «Ангара А5».	42
3.3 Анализ критических узлов и зон износа	45

4 БЕЗОПАСНОСТЬ И ОХРАНА ТРУДА	48
4.1 Тяжесть и напряженность труда проектировщика.	48
4.1.1 Тяжесть труда.	49
4.1.2 Напряженность труда	49
4.2 Эргономика рабочего места	51
5 РАСЧЕТ ЭКОНОМИЧЕСКИХ ЗАТРАТ НА РАЗРАБОТКУ	54
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	59
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	61

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

ЕСКД – единая система конструкторской документации;

ГПО – геопереходная орбита;

КБ – конструкторское бюро;

НОО – низко-опорная орбита;

РД – ракетный двигатель;

РН – ракета-носитель;

САПР – система автоматического проектирования;

УРМ – универсальный ракетный модуль.

ВВЕДЕНИЕ

Ракеты-носители используются для вывода спутников на орбиту, научных, геофизических исследований, отправки людей в космос и еще для многого другого. Одна из важнейших задач, стоящих перед разработчиками ракетных технологий, — это повышение эффективности ракеты-носителя, оптимизация ее траектории для экономии топлива и повышение процента эффективности миссий.

В последние десятилетия наблюдается стремительное развитие технологий, направленных на улучшение характеристик ракет. Одним из наиболее перспективных направлений является использование телескопических сопел, которые позволяют значительно увеличить удельный импульс двигателя и, как следствие, повысить общую эффективность ракеты. Телескопическое сопло гибко адаптирует свою форму в зависимости от условий полета, что очень важно в условиях изменяющейся высоты и давления.

Одной из ключевых проблем, решаемых использованием телескопического сопла, является оптимизация расхода топлива и повышение тягово-массовых характеристик второй ступени ракеты. Применение таких технологий особенно актуально для ракетных систем нового поколения, таких как ракета-носитель «Ангара-А5», которая продолжает разрабатываться. Внедрение телескопического сопла может существенно повысить эффективность ракеты.

Проектирование ракеты делится на прямую и обратную задачу. Прямая задача баллистического проектирования заключается в определении характеристик ракеты для обеспечения минимальных затрат средств при заданной дальности полета и массе полезной нагрузки. Обратная задача, в свою очередь, предполагает установление параметров ракеты для выполнения поставленной задачи при заданной стартовой массе и массе полезной нагрузки.

В данной работе будет решаться прямая задача проектирования второй ступени ракеты-носителя «Ангара-А5» с применением телескопического сопла.

Будет произведена оценка эффективности новой технологии в контексте улучшения тягово-массовых характеристик и экономии топлива, а также будет проведен расчет предполагаемого прироста скорости и высоты полета. Основное внимание уделено анализу баллистических характеристик ракеты при использовании телескопического сопла.

На основании вышеизложенного была сформирована цель: оптимизировать траекторию полета ракеты «Ангара-А5» с учётом аэродинамических ограничений и применением технологии телескопического сопла.

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

- 1) Провести анализ ракеты «Ангара-А5» и анализ работы ее второй ступени;
- 2) Провести анализ аэродинамики ракетного полета и конструктивных особенностей, влияющих на полет;
- 3) Выбрать и обосновать необходимое сопло ракеты;
- 4) Выбрать материалы для телескопического сопла;
- 5) Рассчитать базовую траекторию без учета телескопического сопла и с ним и оценить преимущества;
- 6) Провести расчеты экономии топлива;
- 7) Описать меры безопасности при работе с телескопическим соплом;
- 8) Провести экономический расчет проектирования изделия.

1 ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

1.1 Общие сведения о ракете-носителе «Ангара А5»

Ракета-носитель (РН) «Ангара А5» представляет собой одну из ключевых разработок современной российской космической отрасли и относится к классу тяжелых РН. Созданная в ГКНПЦ имени М.В. Хруничева в рамках федеральной космической программы, ракета предназначена для выведения на орбиту полезных нагрузок: космических аппаратов, спутников, пилотируемых и межпланетных систем.

Проектирование семейства ракет «Ангара» началось в 1990-х годах, когда встал вопрос об обеспечении России собственной независимой системой выведения полезных грузов в космос без использования зарубежной инфраструктуры, прежде всего космодрома Байконур. Разработка «Ангары» также была нацелена на замену морально устаревших и экологически небезопасных ракет, таких как «Протон-М», использующих токсичный гептил в качестве топлива. Основной акцент в новом семействе был сделан на экологичность, универсальность и модульность конструкции.

«Ангара А5» — тяжёлая ракета способная выводить на низкую опорную орбиту (НОО) полезную нагрузку массой до 24,5 тонн (в зависимости от конфигурации). На геопереходную орбиту (ГПО) ракета может доставить до 5,4–7,5 тонн, в зависимости от применяемого разгонного блока. В качестве основного топлива используются экологически чистые компоненты: керосин (Т-1 или РГ-1) и жидкий кислород. Это делает «Ангару» более безопасной в эксплуатации и транспортировке по сравнению с предшественниками.



Рисунок 1.1 – «Ангара А5»

Конструктивно «Ангара А5» выполнена по модульной схеме и состоит из:

- первой ступени, собранной из четырёх универсальных ракетных модулей (УРМ-1);
- центрального УРМ-1 (также работающего как вторая ступень на части траектории);
- второй (или третьей) ступени — УРМ-2;
- опционально — разгонного блока (например, КВТК или ДМ-03);
- головного обтекателя с полезной нагрузкой.

Универсальный ракетный модуль (УРМ-1) — это базовый элемент конструкции, в каждом из которых установлен жидкостный ракетный двигатель РД-191, работающий на керосине и жидком кислороде. РД-191 — однокамерный двигатель с регулируемой тягой и высокой удельной характеристикой, созданный на базе знаменитого РД-170. Он обеспечивает надёжный старт на первоначальном участке полёта ракеты.

УРМ-2, выполняющий роль второй ступени, оснащён двигателем РД-0124А, обеспечивающим точное дозирование тяги на более высоких высотах. Двигатель имеет закрытую схему газогенераторного типа и отличается высокой эффективностью при работе в вакууме. Особенности работы второй ступени делают её идеальным объектом для внедрения технологий, направленных на оптимизацию выведения.

Разгонный блок позволяет выносить полезную нагрузку на высокоэнергетические орбиты. На текущий момент применяются блоки типа «Бриз-М», «ДМ-03» и разрабатывается перспективный блок КВТК, работающий на криогенных компонентах.

Старт «Ангара-А5» производится с космодромов Плесецк и Восточный. В долгосрочной перспективе планируется полностью перевести пуски на космодром Восточный, что позволит обеспечить полную независимость России в космической сфере.

РН «Ангара-А5» отличается от предшествующих советских и российских ракет высокой степенью автоматизации, цифровым управлением, а также конструктивной гибкостью. Её модульная архитектура позволяет формировать носители различной грузоподъёмности — от лёгкой «Ангара-1.2» до сверхтяжёлых перспективных вариантов.

Следует подчеркнуть, что конструкция ракеты постоянно дорабатывается. Так, ведутся работы по снижению массы сухой конструкции, увеличению удельной тяги двигателей и оптимизации аэродинамических характеристик. Особенно важным направлением является совершенствование второй ступени, где возможно внедрение различных технологий, что позволит повысить эффективность на высоких эшелонах траектории без значительного увеличения массы конструкции.

1.2 Конструкционные особенности второй ступени ракеты «Ангара-А5»

Вторая ступень ракеты-носителя «Ангара-А5», также именуемая УРМ-2 (универсальный ракетный модуль второго типа), играет ключевую роль в

обеспечении доставки полезной нагрузки на заданные орбиты. Её задача — обеспечить продолжение выведения после отделения первой ступени и работать в условиях разреженной атмосферы и вакуума, где особое значение приобретают аэродинамические и энергетические характеристики двигательной установки. Конструкция второй ступени определяет не только эффективность и надёжность всей миссии, но и потенциал модернизации ракеты.

Конструктивно вторая ступень «Ангара А5» выполнена в виде цельного модуля с установленным в хвостовой части жидкостным ракетным двигателем РД-0124А. Этот двигатель разработан КБ Химавтоматики. Он работает на тех же компонентах топлива, что и первая ступень — керосине (РТ-1) и жидком кислороде. Двигатель характеризуется высокой эффективностью, обеспечивая удельный импульс в вакууме порядка 359 с, что является одним из лучших показателей для двигателей своего класса.

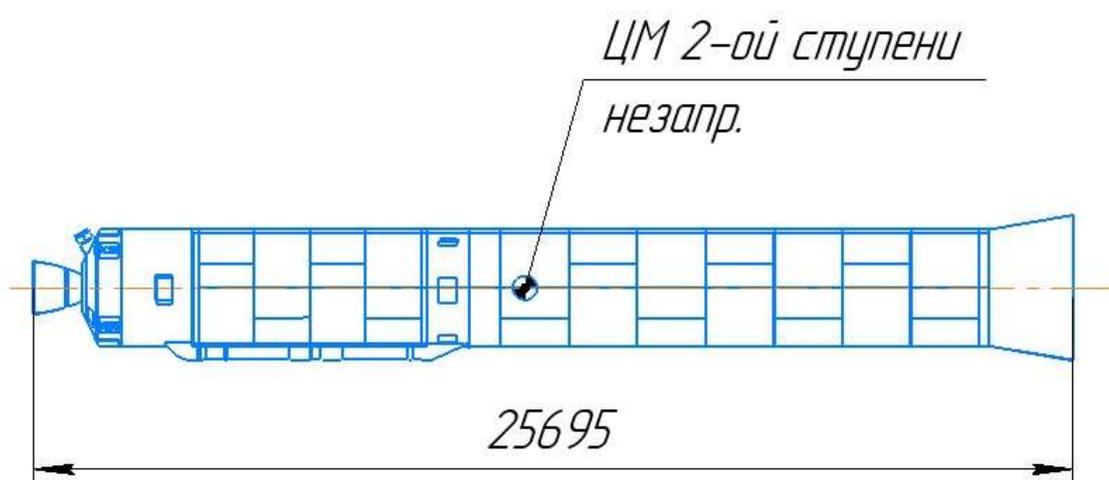


Рисунок 1.2 – Вторая ступень РН «Ангара-А5»

Двигательная установка второй ступени монтируется на шарнирном подвесе, позволяющем осуществлять отклонение вектора тяги в двух плоскостях и обеспечивать активное управление полётом. Тяга двигателя составляет порядка 30 тонн в вакууме, чего достаточно для продолжения выведения тяжёлых грузов после отработки первой ступени. Особенностью РД-0124А является наличие турбонасосного агрегата с повышенной надёжностью и

система многократного зажигания, что позволяет использовать его при многоимпульсных выведениях с разгонными блоками.

Баки для компонентов топлива выполнены из алюминиевых сплавов и расположены по схеме «бак в баке»: кислородный бак располагается над керосиновым, что упрощает центровку конструкции и минимизирует продольные колебания. Теплоизоляция баков обеспечивает стабильную температуру компонентов топлива на всех этапах полёта, включая длительный режим ожидания на стартовом комплексе.

Обтекание второй ступени аэродинамически оптимизировано для снижения сопротивления в верхних слоях атмосферы, а её конструкция адаптирована под стыковку с разгонными блоками и полезной нагрузкой. В верхней части размещён переходный отсек и интерфейс для установки разгонного блока «Бриз-М» или КВТК, а также системы разделения.

Масса сухой конструкции второй ступени составляет порядка 4 тонн, при этом суммарная масса заправленного УРМ-2 — около 37 тонн. Эти параметры показывают высокое соотношение массы топлива к массе конструкции, что критично для энергетических характеристик ракеты.

Важно отметить, что вторая ступень работает преимущественно в условиях вакуума, где сопротивление воздуха минимально, но возрастает роль расширения газового потока и эффективности работы сопла.

Также к конструкционным особенностям УРМ-2 можно отнести систему управления, построенную на цифровой платформе. Она включает в себя инерциальные измерительные блоки, бортовую ЭВМ и системы связи с наземным сегментом. Эти компоненты обеспечивают точное наведение, синхронизацию с другими ступенями, а также корректировку траектории на этапе работы второй ступени.

Системы разделения первой и второй ступени реализованы по пиромеханической схеме с использованием пружинных толкателей, обеспечивающих надёжное и контролируемое отделение модулей на высоте

порядка 60–70 км. После отделения вторая ступень продолжает работу автономно, корректируя траекторию по рассчитанным ориентирам.

1.3 Аэродинамика ракетного полета и факторы, влияющие на него.

Рассмотрение аэродинамики ракетного полета включает такие аспекты, как лобовое сопротивление, подъемная сила, влияние угла атаки и структура воздушных потоков.

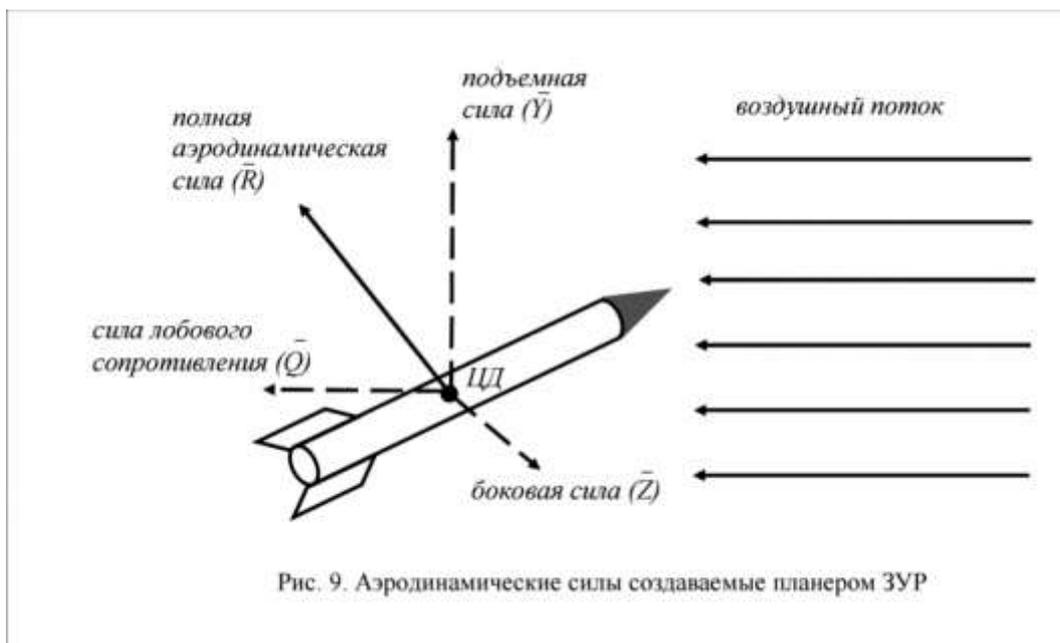


Рисунок 1.3 – Аэродинамика ракетного полета

Лобовое сопротивление. Лобовое сопротивление — это основной фактор, влияющий на снижение скорости ракеты при полете в атмосфере. Оно возникает при движении ракеты в плотных слоях атмосферы, где давление воздуха оказывает сопротивление движению. Для уменьшения сопротивления ракеты используют аэродинамические обтекатели и формы с низким коэффициентом сопротивления, позволяющие воздуху плавно обтекать корпус.

Подъемная сила и угол атаки. Подъемная сила может оказывать дополнительное воздействие на траекторию полета ракеты. Она возникает при наличии угла атаки — угла между продольной осью ракеты и направлением воздушного потока. Для минимизации отклонений от оптимальной траектории требуется точное управление углом атаки, особенно на начальном этапе полета.

При этом даже небольшие отклонения могут вызвать потерю управляемости и перегрузку.

Гиперзвуковая аэродинамика и ударные волны. При высоких скоростях, достигаемых ракетой, особенно в плотных слоях атмосферы, вокруг корпуса ракеты образуются ударные волны. Эти волны приводят к возникновению волнового сопротивления, которое резко возрастает при переходе ракеты в гиперзвуковой режим. Ударные волны и связанные с ними процессы требуют применения специальных методов расчета и учета в моделях, так как они увеличивают теплообразование на поверхности корпуса и сложность управления.

1.4 Конструктивные особенности и факторы, которые влияют на траекторию полета ракеты.

Конструктивные элементы и методы стабилизации позволяют удерживать ракету в правильном положении и компенсировать отклонения под воздействием аэродинамических сил и других факторов. Рассмотрим ключевые методы, которые активно применяются в ракетной технике.

1.4.1 Стабилизация за счет реактивных струй.

Один из эффективных методов стабилизации ракеты — создание стабилизирующего момента при помощи отклонения реактивной струи. В этом случае струя газа, выходящая из сопла, направляется таким образом, чтобы компенсировать отклонение ракеты от заданного курса.

Реактивные сопла могут отклоняться с помощью подвижной установки, изменяя направление выброса струи газа относительно продольной оси ракеты. В результате возникает момент, который возвращает ракету в исходное положение. Управление реактивной струей позволяет точно контролировать наклон ракеты и применять этот метод даже в условиях плотной атмосферы.

Данный метод используется в ракетах с подвижными соплами, таких как баллистические и межконтинентальные ракеты, где важны высокие маневренные способности.

1.4.2 Аэродинамическая стабилизация при помощи стабилизаторов

Аэродинамическая стабилизация достигается использованием стабилизаторов — крыльев или оперения, размещенных на хвостовой части ракеты. Стабилизаторы помогают сохранять траекторию за счет аэродинамических сил, возникающих при движении в атмосфере.

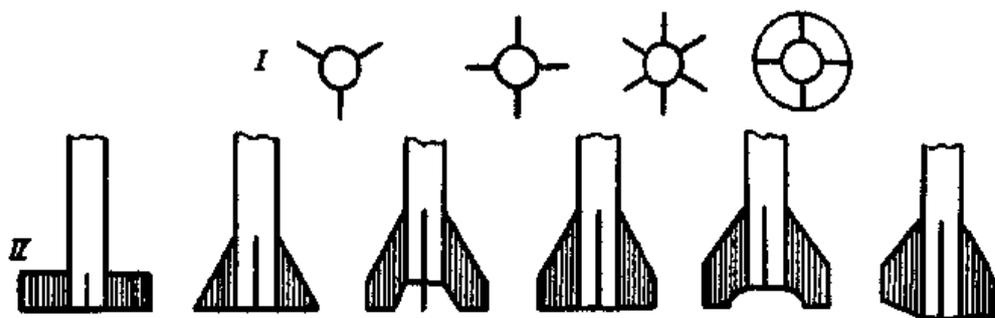


Рисунок 1.4 – Стабилизаторы ракеты

Стабилизаторы создают аэродинамический момент, который ориентирует ракету вдоль направления движения. При отклонении от курса стабилизаторы создают дополнительные силы, возвращающие ракету в исходное положение. Аэродинамическая стабилизация особенно эффективна на низких скоростях и при движении в атмосфере.

Типы стабилизаторов:

- Жесткие крылья или оперение. Это неподвижные элементы, закрепленные на корпусе, которые обеспечивают постоянное сопротивление и стабилизацию;
- Складные стабилизаторы. Применяются для уменьшения габаритов ракеты при транспортировке; при запуске они разворачиваются, обеспечивая нужную площадь сопротивления;
- Аэродинамическая стабилизация применяется на тактических ракетах и управляемых снарядах, которые требуют устойчивого полета в плотных слоях атмосферы.

1.4.3 Использование гироскопических систем для удержания ориентации

Гироскопическая стабилизация является одним из методов пассивного управления ориентацией ракеты, основанного на использовании гироскопов. Эти системы удерживают ракету на заданном курсе за счет сохранения углового момента.

Гироскопический датчик определяет направление продольной оси ракеты, сохраняя устойчивость ориентации. При отклонении от курса гироскопы регистрируют изменение угловой скорости, что позволяет корректировать траекторию с помощью управляющей системы. Гироскопы также позволяют получать информацию о текущем положении и ориентации ракеты, что необходимо для систем навигации и стабилизации.

Гироскопы широко применяются на космических аппаратах, межконтинентальных ракетах и спутниках, где требуется длительное поддержание ориентации в вакууме и высокие стандарты точности.

1.4.4 Стабилизация с использованием газодинамических рулей

Газодинамические рули позволяют корректировать курс и стабилизировать ракету при помощи управления потоком газов, выделяемых двигательной установкой.

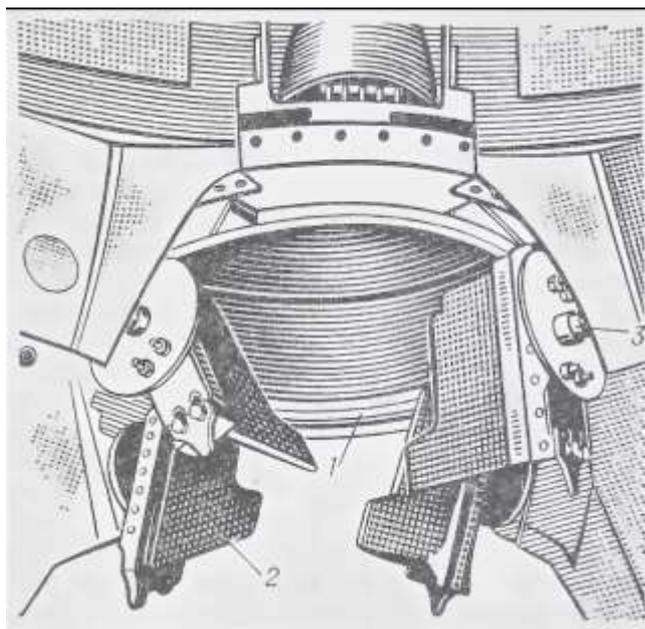


Рисунок 1.5 – Газодинамические рули ракеты

В хвостовой части ракеты располагаются газовые рули — подвижные лопатки, установленные на пути реактивной струи, которая выходит из сопла двигателя. Отклоняя эти рули, можно изменять направление потока газа, создавая корректирующий момент, который выравнивает ракету. Этот метод также эффективен на активном участке, так как воздействие оказывается непосредственно на реактивный поток.

Газодинамическая стабилизация особенно актуальна для ракет, движущихся в условиях разреженной атмосферы или вакуума, таких как баллистические ракеты на начальном этапе полета.

1.4.5 Телескопическое сопло

Телескопическое сопло представляет собой конструктивную модификацию традиционного ракетного сопла, предназначенную для адаптации геометрии выходного участка в зависимости от высоты полёта и внешнего давления. Такая технология позволяет существенно повысить эффективность работы двигателя за счёт оптимального расширения реактивного потока на всех этапах выведения.

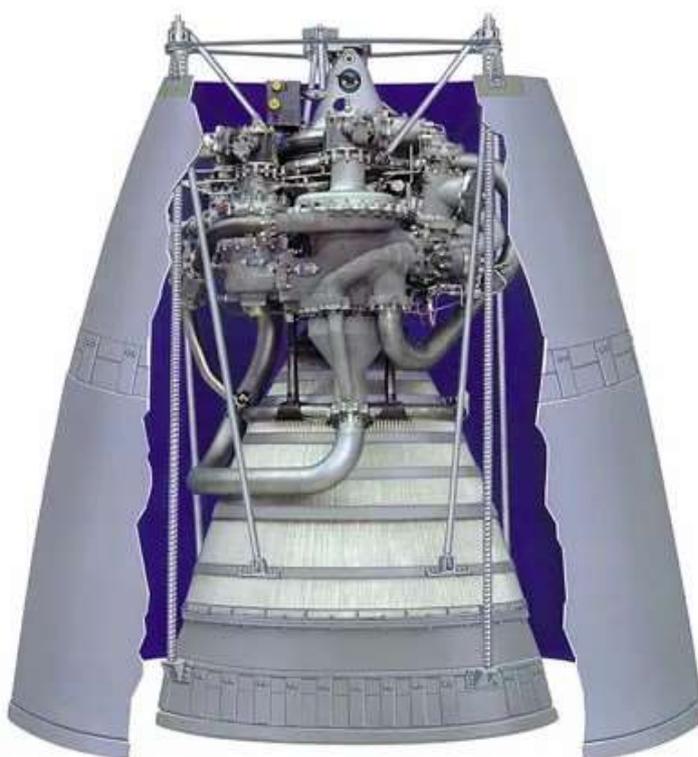


Рисунок 1.6 – Телескопическое сопло

В классических ракетных соплах геометрия является фиксированной, что вынуждает проектировщиков выбирать компромисс между эффективностью в плотных слоях атмосферы и в вакууме. Это неизбежно приводит к потерям удельного импульса на отдельных участках траектории. В отличие от них, телескопическое сопло имеет выдвижной сегмент, который изменяет длину и площадь расширения по мере набора высоты. Благодаря этому удаётся добиться:

- максимального расширения струи в разреженной атмосфере;
- повышения удельного импульса на 5–15% по сравнению с фиксированной геометрией;
- улучшения соотношения массы полезной нагрузки к общей массе ракеты;
- стабилизации траектории за счёт более равномерного распределения давления в камере сгорания.

Конструктивно телескопическое сопло состоит из основного неподвижного участка и подвижной выдвижной секции, часто изготовленной из теплостойких композитных материалов. Выдвижение может осуществляться:

- механически (сервоприводами);
- пневматически (за счёт давления в топливных магистралях);
- пиротехнически (разовое раскрытие после выхода из плотных слоёв атмосферы).

С точки зрения стабилизации, наличие телескопического сопла положительно сказывается на устойчивости полёта, так как изменение длины сопла влечёт за собой смещение центра тяги, что позволяет гибко управлять вектором импульса. Это дополняет возможности газодинамических рулей и систем отклонения сопла, особенно на больших высотах, где плотность воздуха недостаточна для эффективной работы аэродинамических стабилизаторов.

Более эффективное расширение реактивной струи способствует уменьшению турбулентных колебаний и вихревых эффектов в зоне сопла, что также улучшает динамическую устойчивость ракеты. Кроме того, равномерное

давление в сопле снижает осевые и поперечные нагрузки на корпус, минимизируя риск отклонений от заданной траектории.

1.5 Принцип действия телескопического сопла и его влияние на тяговые характеристики.

Основной принцип действия телескопического сопла основан на законе сохранения импульса и уравнении тягосоздания, где ключевым фактором является отношение давления в камере к внешнему давлению (P_k/P_a). При изменении высоты полета давление окружающей среды снижается, и для максимальной эффективности необходимо увеличивать коэффициент расширения сопла — именно эту функцию и реализует телескопическая конструкция.

Для ракет типа «Ангара-А5», использующих жидкостные кислородно-керосиновые двигатели (на УРМ-1 — РД-191), внедрение телескопического сопла на второй ступени позволяет добиться следующих преимуществ:

- повышение удельного импульса (I_{sp}) на 5–15% по сравнению с фиксированным соплом. Это особенно важно при полёте в разреженной атмосфере или ближе к вакууму, где слишком короткое сопло снижает эффективность;

- увеличение полного импульса тяги ($F \cdot t$). Это напрямую сказывается на возможности вывода большей полезной нагрузки при той же стартовой массе ракеты;

- снижение потерь энергии на несоответствие давления на выходе сопла и в окружающей среде. При фиксированной геометрии невозможно обеспечить соответствие на всех высотах — телескопическое сопло решает эту задачу;

- стабилизация струи, приводящая к более равномерной нагрузке на сопловую часть и уменьшению поперечных вибраций, способных влиять на устойчивость ракеты;

- уменьшение длины стартового сопла — благодаря складывающейся конструкции, стартовая конфигурация может быть более компактной, что

упрощает компоновку ракеты и улучшает её аэродинамику на активном участке в атмосфере.

Несмотря на все преимущества, внедрение телескопических сопел сопряжено с рядом технических сложностей:

- требуется высокая точность механизмов выдвижения;
- необходима теплозащита подвижных элементов;
- увеличивается вес самой сопловой конструкции;
- требуется согласование динамики выдвижения с баллистическим профилем.

Тем не менее, современные материалы и технологии позволяют решать эти задачи. Исследования показывают, что применение телескопических сопел особенно перспективно для вторых ступеней тяжёлых ракет, работающих в переходных слоях атмосферы.

1.6 Обзор САПР, применяемых при моделировании телескопического сопла.

Для выполнения проектной части дипломной работы рассматривались системы автоматического проектирования (САПР), лицензии на которые имеются в распоряжении Амурского государственного университета, а также программное обеспечение, доступное для учебного использования.

В качестве основной САПР была выбрана КОМПАС-3D — отечественная система трёхмерного моделирования, широко применяемая в инженерной практике. Одним из ключевых преимуществ данного программного комплекса является полная совместимость с требованиями Единой системы конструкторской документации (ЕСКД). Программа поддерживает как стандартные, так и пользовательские стили оформления линий и штриховок, а также обеспечивает работу со всеми типами размеров: линейными, угловыми и диаметральными. Кроме того, реализована возможность автоматического выставления допусков и подбора квалитетов в соответствии с заданными предельными отклонениями.

КОМПАС-3D позволяет реализовать параметрическое моделирование, что существенно упрощает процесс проектирования изделий. Данный подход обеспечивает возможность оперативного редактирования модели: при внесении изменений в конструкцию обновление всех взаимосвязанных элементов происходит автоматически, включая чертежи, связанные с моделью.

Встроенный в комплекс модуль КОМПАС-ГРАФИК служит для выполнения чертежно-графических работ. Он обеспечивает гибкость и удобство при выполнении проектно-конструкторской документации. Среди полезных функций можно выделить возможность вставки растровых изображений в графический документ с последующей настройкой их масштаба и расположения.

Для создания двумерных чертежей в рамках данной работы использовалось программное обеспечение КОМПАС-3D, так как оно наилучшим образом соответствует требованиям ЕСКД и обеспечивает высокую точность и удобство при оформлении конструкторской документации.

В данной главе были рассмотрены:

- теоретические основы аэродинамики полета ракеты;
- конструктивные особенности ракеты «Ангара-А5»;
- принципы функционирования и проектирования телескопического сопла;
- программные средства, применяемые для проектирования в 2D-формате.

2 ПРОЕКТНАЯ ЧАСТЬ

2.1 Выбор материала для телескопического сопла.

Материал для телескопического сопла должен обладать:

- теплостойкостью, т.к. сопло будет подвергаться экстремальным температурам как снаружи, так и внутри;
- прочностью и устойчивостью к механическим нагрузкам;
- коррозионной стойкостью к воздействию химически активных продуктов сгорания и к коррозии при воздействии высоких температур;
- теплопроводностью для эффективного охлаждения;
- низкой плотностью, чтобы не увеличивать массу ракеты.

Предпочтительными материалами являются легированные стали, титановый сплав и жаропрочные композиционные материалы.

В данной работе предпочтение отдано титановому сплаву ВТ6 (Ti-6Al-4V). К его преимуществам можно отнести высокую прочность при низкой плотности, устойчивость к температурным колебаниям и нагрузкам, а также отличную коррозионную стойкость. Никелевые сплавы могут быть рассмотрены как альтернатива, но они имеют большую плотность и сложность в обработке, что делает их менее предпочтительными. Жаропрочные стали имеют гораздо меньшую по сравнению с двумя предыдущими термостойкость, вследствие чего их использование может быть нецелесообразно при экстремальных условиях работы ракеты. Керамические материалы слишком хрупки для применения в телескопическом сопле, которое подвергается механическим нагрузкам и вибрациям во время старта и полета.

Таблица 2.1 – Сравнительная характеристика титановых сплавов

Сплав	Рабочая температура	Прочность (МПа)	Комментарий
ВТ6 (Ti-6Al-4V)	до 600 °С	900–1100	Оптimalен для большинства сопел
ВТ14	до 500 °С	1000–1150	Более прочный, но менее обрабатываемый

BT23	до 600 °С	950–1050	Улучшенная коррозионная стойкость, но меньшая прочность
BT9	до 500 °С	1000–1200	Высокая жаропрочность, но тяжёлый

2.2 Ожидаемые преимущества

Одним из главных ожидаемых эффектов является увеличение удельного импульса двигателя.

На основе данных аналогичных разработок, можно предположить, что удельный импульс увеличится на 5-7%, а прирост скорости ракеты увеличится на 4-6%. Если говорить в единицах измерения, то ожидаемое увеличение скорости второй ступени составит 200-300 м/с. Это повлияет на конечную высоту и параметры выведения полезной нагрузки.

При увеличении удельного импульса вторая ступень будет расходовать меньше топлива на тот же манёвр ускорения, что приведет к снижению расхода на 3-5%. Освободившийся запас топлива можно распределить на грузоподъемность, тем самым увеличив ее на 2-4%.

Так же телескопическое сопло уменьшает аэродинамическое сопротивление на 8-12% из-за компактной формы на старте работы второй ступени и снижения нагрузки на корпус двигателя. Обычное сопло в таких же условиях имеет длинный канал расширения и создает дополнительное сопротивление воздушному потоку, особенно в случае многоступенчатых ракет, где вторая ступень активируется на высотах 30-40 км, ведь воздух все еще оказывает там заметное влияние. При уменьшении аэродинамического сопротивления повышается управляемость ракеты.

Как уже говорилось выше, при использовании телескопического сопла увеличивается скорость и меньше расходуется топливо. Это влияет на конечную высоту. Ее отклонение произойдет на 3-5% выше (4-7 км дополнительного подъема).

За счет плавного изменения коэффициента расширения произойдет еще и уменьшение механических нагрузок на стенки сопла, что снизит риск повреждений, продлит ресурс работы двигателя (это относится больше к многоразовым ракетам или длительным полетам) и обеспечит более стабильный режим горения.

2.3 Расчет базовой траектории полета без учета телескопического сопла

Для того, чтобы проанализировать эффективность внедрения телескопического сопла, необходимо провести расчеты для базовой траектории и провести перерасчет с учетом телескопического сопла. Учитывать будем следующие параметры: прирост скорости, расчет изменения высоты во времени, учет аэродинамических потерь.

Масса в момент отделения первой ступени $m_1 = 150000$ кг;

Масса после выработки топлива $m_2 = 23000$ кг;

Тяга двигателя $T = 220000$ Н ;

Удельный импульс $I = 337.4$ с ;

Время работы двигателя второй ступени $t = 297$ с ;

Скорость перед включением второй ступени $v_0 = 2500$ м / с ;

Основное уравнение для расчета изменения скорости ракеты – уравнение Циолковского

$$\Delta v = I \cdot g \cdot \ln \frac{m_1}{m_2} \quad (2.1)$$

Прирост скорости за время работы второй ступени составит:

$$\Delta v = 337,4 \cdot 9,81 \cdot \ln \frac{150000}{23000} = 6199 \text{ м/с}$$

Окончательная скорость составит

$$V_{\text{оконч}} = v_0 + \Delta v \quad (2.2)$$

$$V_{\text{оконч}} = 2500 + 6199 = 8699 \text{ м/с}$$

Теперь рассчитаем изменение высоты во времени. Для начала определим начальное ускорение второй ступени:

$$a_0 = \frac{T}{m_1} - g \quad (2.3)$$

$$a_0 = \frac{220000}{150000} - 9,81 = -8,35 \text{ м/с}^2$$

Масса ракеты уменьшается, поэтому определим конечное ускорение:

$$a_0 = \frac{220000}{23000} - 9,81 = 0,76 \text{ м/с}^2$$

Среднее ускорение равно:

$$a_{\text{ср}} = \frac{a_0 + a_1}{2} = \frac{-8,35 + 0,76}{2} = -3,795 \text{ м/с}^2 \quad (2.4)$$

Теперь рассчитаем высоту второй ступени после окончания ее работы

$$h_2 = h_1 + \frac{1}{2} a_{\text{ср}} t_2^2 \quad (2.5)$$

$$h_2 = 30538 + \frac{1}{2} \cdot 3,795 \cdot 297^2 = 136 \text{ км}$$

Проведем расчеты аэродинамических потерь для второй ступени.
Аэродинамическое сопротивление по формуле равно:

$$F_{aero} = \frac{1}{2} \cdot C \cdot \rho \cdot S \cdot v^2, \quad (2.6)$$

где C – коэффициент аэродинамического сопротивления равный 0,3;

ρ – плотность воздуха;

S – площадь поперечного сечения.

Плотность воздуха убывает по закону:

$$\rho = \rho_0 e^{\frac{-h}{8500}} \quad (2.7)$$

Подставляя значения для 30 км:

$$\rho = 1,225 e^{\frac{-30000}{8500}} = 0,01841 \text{ кг} / \text{м}^3$$

Соответственно, аэродинамическое сопротивление в начале работы второй ступени будет равно:

$$F_{aero} = \frac{1}{2} \cdot 0,75 \cdot 0,01841 \cdot 10 \cdot 3055^2 = 6400 \text{ Н}$$

На высоте 140 км нет необходимости считать аэродинамическое сопротивление, т.к. из-за менее плотных слоев атмосферы оно пренебрежимо мало.

Полученные данные представим в виде таблицы.

Таблица 2.2 – Расчет базовой траектории без учета телескопического сопла

Параметр	Значение
Окончательная скорость, м/с	8699
Конечное ускорение, м/с ²	0,76

Высота второй ступени после окончания ее работы, км	136 км
Аэродинамическое сопротивление в начале работы второй ступени, Н	6400 Н

Теперь сведем все полученные данные в программу Matlab для получения графиков и их анализа.

```

1  clc; clear; close all;
2
3  % Исходные данные
4  m1 = 150000; % масса после 1-й ступени, кг
5  m2 = 23000; % масса после 2-й ступени, кг
6  T2 = 220000; % тяга 2-й ступени, Н
7  Tsp2 = 337.4; % удельный импульс, с
8  t2 = 297; % время работы, с
9  g0 = 9.81; % гравитационное ускорение, м/с^2
10
11 % Коэффициенты для аэродинамического сопротивления
12 Cd = 0.3; % Коэффициент лобового сопротивления
13 A = 18; % Площадь поперечного сечения ракеты, м^2
14 rho0 = 1.225; % Плотность воздуха на уровне моря, кг/м^3
15 H = 8500; % Масштабная высота атмосферы, м
16
17 % Начальные условия
18 V0 = 2500; % Начальная скорость от первой ступени, м/с
19 h0 = 60e3; % Начальная высота, м
20
21 % Временной массив
22 t = 0:1:t2;
23 v = zeros(size(t));
24 h = zeros(size(t));
25
26 % Устанавливаем начальные условия
27 v(1) = V0;
28 h(1) = h0;
29
30 % Расчет скорости и высоты с учётом аэродинамических потерь
31 for i = 2:length(t)
32     m = m1 - (m1 - m2) * (t(i) / t2); % Изменение массы со временем
33     rho = rho0 * exp(-h(i-1) / H); % Плотность воздуха на текущей высоте
34     F_drag = 0.5 * Cd * rho * A * v(i-1)^2; % Аэродинамическое сопротивление
35     a = (T2 / m) - g0 - (F_drag / m); % Ускорение с учётом сопротивления
36
37     v(i) = v(i-1) + a * 1; % Интегрируем скорость
38     h(i) = h(i-1) + v(i) * 1; % Интегрируем высоту
39 end
40
41 % Построение графиков
42 figure;
43 subplot(2,1,1);
44 plot(t, h/1000, 'b', 'LineWidth', 2);
45 xlabel('Время, с'); ylabel('Высота, км'); grid on;
46 title('График высоты');
47
48 subplot(2,1,2);
49 plot(t, v, 'r', 'LineWidth', 2);
50 xlabel('Время, с'); ylabel('Скорость, м/с'); grid on;
51 title('График скорости');
52

```

Рисунок 2.1 – Расчет траектории второй ступени в программе Matlab

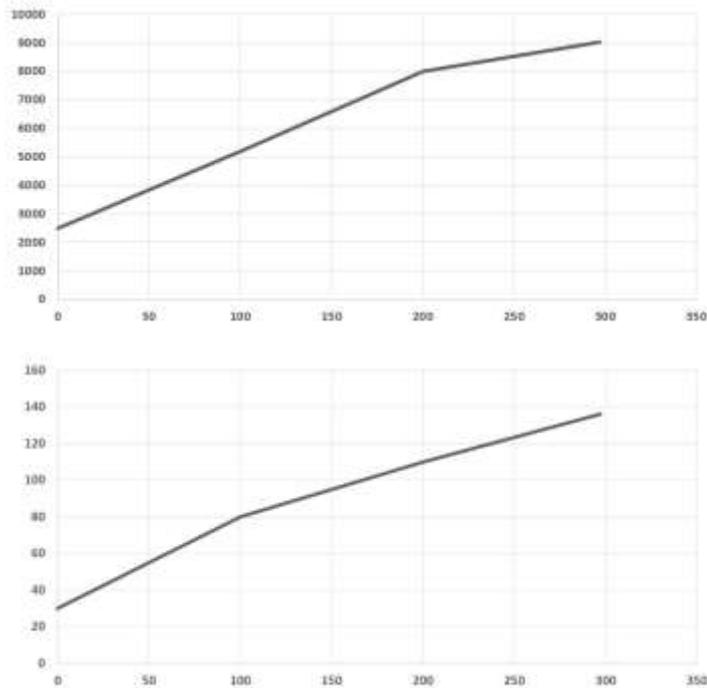


Рисунок 2.2 – Графики высоты и скорости полета второй ступени

2.4 Расчет траектории с учетом телескопического сопла

При расчетах работы телескопического сопла будем учитывать те же самые факторы, однако изменим их, т.к. телескопическое сопло даст ряд преимуществ. Все процентные соотношения составлены на основе имеющегося анализа уже разработанных и примененных технологий других РН.

Удельный импульс увеличивается на 5% $I = 355c$;

Тяга двигателя увеличивается на 5% $T = 232000 H$;

Соппротивление уменьшается на 10% из-за того, что сопло более компактно сложено в начале работы второй ступени

Прирост скорости за время работы второй ступени с телескопическим соплом по формуле 2.1 составит:

$$\Delta v = 355 \cdot 9,81 \cdot \ln \frac{150000}{23000} = 6530 \text{ м/с}$$

Окончательная скорость по формуле 2.2 составит

$$V_{\text{оконч}} = 2500 + 6530 = 9030 \text{ м/с}$$

Начальное ускорение второй ступени с учетом новых параметров по формуле 2.3 составит:

$$a_0 = \frac{220000}{150000} - 9,81 = -8,25 \text{ м/с}^2$$

Конечное ускорение:

$$a_1 = \frac{232000}{23000} - 9,81 = 0,79 \text{ м/с}^2$$

Среднее ускорение по формуле 2.4 равно:

$$a_{cp} = \frac{a_0 + a_1}{2} = \frac{-8,25 + 0,79}{2} = -3,73 \text{ м/с}^2$$

$$h_2 = 30538 + \frac{1}{2} \cdot 3,73 \cdot 297^2 = 145 \text{ км}$$

Для аэродинамического сопротивление уменьшение составит 640 Н (10%).

Таблица 2.3 – Расчет траектории с учетом телескопического сопла

Параметр	Значение
Окончательная скорость, м/с	9030
Конечное ускорение, м/с ²	0,79
Высота второй ступени после окончания работы, км	145
Аэродинамическое сопротивление, Н	5760

```

1 clc; clear; close all;
2
3 % Исходные данные
4 m1 = 150000; % Масса второй ступени с топливом, кг
5 m2 = 23000; % Масса второй ступени без топлива, кг
6 Izp2 = 355; % Удельный импульс (после оптимизации), с
7 T2 = 232000; % Тага (после оптимизации), Н
8 t2 = 270; % Время работы, с
9 g0 = 9.81; % Гравитационное ускорение, м/с^2
10 R = 6371000; % Радиус Земли, м
11
12 % Коэффициенты аэродинамического сопротивления
13 Cd = 0.3; % Коэффициент лобового сопротивления
14 A = 10; % Площадь поперечного сечения, м^2
15 rho0 = 1.225; % Плотность воздуха на уровне моря, кг/м^3
16 H = 8500; % Насыщающая высота атмосферы, м
17
18 % Начальные условия
19 V0 = 2500; % Начальная скорость, м/с
20 h0 = 30000; % Начальная высота, м
21 theta = 10; % Угол наклона траектории, градусы
22 theta = deg2rad(theta); % Перевод в радианы
23
24 % Временной массив
25 dt = 1; % Шаг интегрирования, с
26 t = 0:dt:t2;
27 v = zeros(size(t));
28 h = zeros(size(t));
29 v_hor = zeros(size(t));
30 v_vert = zeros(size(t));
31
32 % Начальные значения
33 v(1) = V0;
34 h(1) = h0;
35 v_hor(1) = V0 * cos(theta);
36 v_vert(1) = V0 * sin(theta);
37 m = m1;
38 mdot = (m1 - m2) / t2; % Расход топлива во времени
39
40 % Расчет скорости и высоты
41 for i = 2:length(t)
42 % Обновлен массу
43 m = m - mdot * dt;
44
45 % Гравитация на текущей высоте
46 g = g0 * (R / (R + h(i-1)))^2;
47
48 % Плотность воздуха на текущей высоте
49 rho = rho0 * exp(-h(i-1) / H);
50
51 % Аэродинамическое сопротивление (обнулен после 100 км)
52 if h(i-1) < 100000
53 F_drag = 0.5 * Cd * rho * A * v(i-1)^2;
54 else
55 F_drag = 0; % Сопротивление исчезает после 100 км
56 end
57
58 % Пересчет тага через расход топлива
59 T = mdot * Izp2 * g0;
60
61 % Ускорение с учетом тага, гравитации и сопротивления
62 a = (T / m) - g - (F_drag / m);
63
64 % Обновлен горизонтальную и вертикальную скорости
65 v_hor(i) = v_hor(i-1) + a * cos(theta) * dt;
66 v_vert(i) = v_vert(i-1) + (a * sin(theta) - g) * dt;
67
68 % Полная скорость
69 v(i) = sqrt(v_hor(i)^2 + v_vert(i)^2);
70
71 % Интегрируем высоту
72 h(i) = h(i-1) + v_vert(i-1) * dt + 0.5 * (a * sin(theta) - g) * dt^2;
73
74 % Если закончился топливо, останавливаем двигатель
75 if v(i) >= 0
76 T = 0; % Тага выключена
77 end

```

Рисунок 2.3 – Расчет траектории второй ступени для варианта с телескопическим соплом в программе Matlab

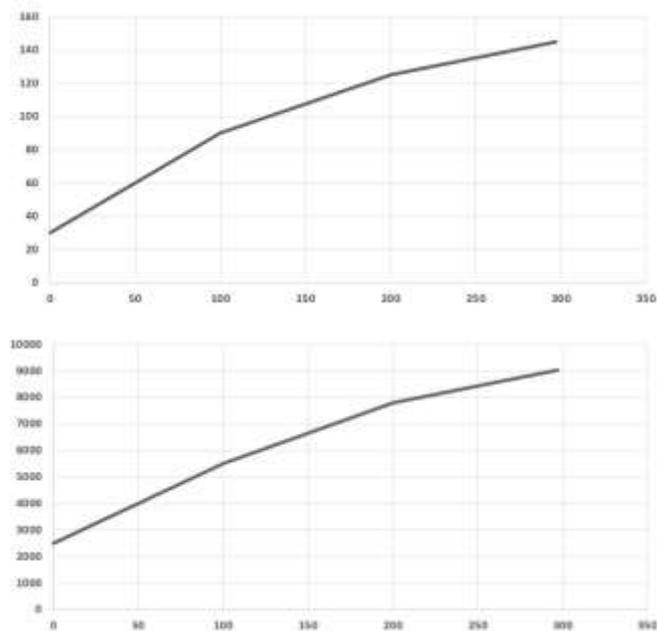


Рисунок 2.4 – Графики высоты и скорости полета второй ступени для варианта с телескопическим соплом

2.5 Расчет экономии топлива

Формулу расхода топлива выведем из уравнения Циолковского. Получим:

$$\frac{m_1}{m_2} = e^{\frac{\Delta v}{I \cdot g}} \quad (2.8)$$

Выразим новую массу топлива:

$$m_3 = m_1 - \frac{m_1}{e^{\frac{\Delta v}{I \cdot g}}} \quad (2.9)$$

Подставим числа для варианта без телескопического сопла:

$$\frac{m_1}{m_2} = e^{\frac{8699-2500}{337.4 \cdot 9.81}} = 6.5$$

$$m_3 = 150000 - \frac{150000}{6.5} = 126923 \text{ кг}$$

Теперь произведем расчет для варианта с телескопическим соплом:

$$\frac{m_1}{m_2} = e^{\frac{9030-2500}{355 \cdot 9.81}} = 6,1$$

$$m_3 = 150000 - \frac{150000}{6,1} = 125409 \text{ кг}$$

Итоговая экономия топлива составит $126923 - 125409 = 1514$ кг, что составляет примерно 1,5 %.

3 КОНСТРУКТОРСКАЯ ЧАСТЬ

3.1 Создание 2D чертежей на основе модели.

Был выполнен чертеж модели телескопического сопла для ракеты «Ангара-А5». Конструкция сочетает в себе как традиционные элементы ракетного сопла, так и механизмы, позволяющие изменять длину расширительной части в полете. Такая компоновка позволяет повысить эффективность работы двигателя на различных этапах выведения полезной нагрузки.

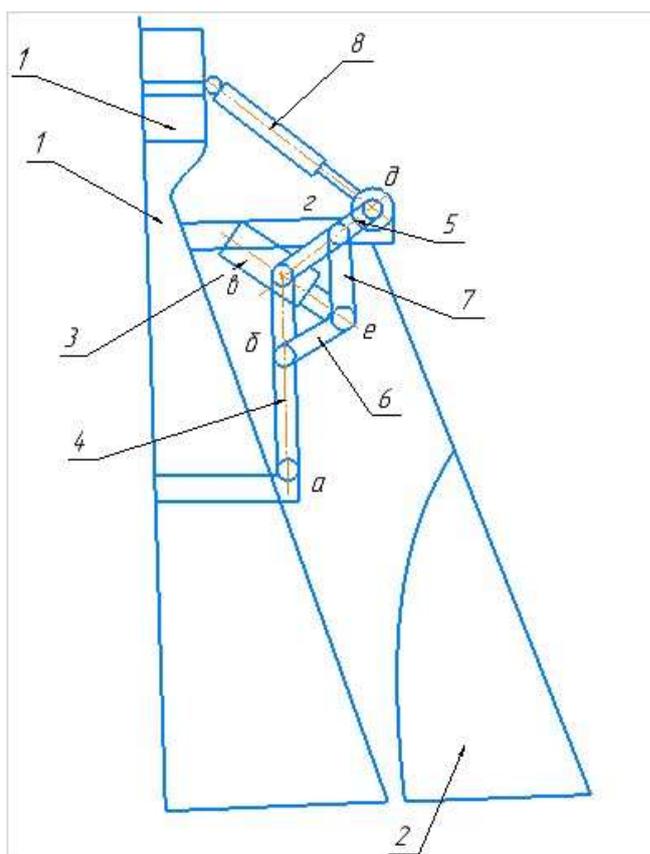


Рисунок 3.1 – Чертеж телескопического сопла в сложенном состоянии

На рисунке изображены следующие конструктивные элементы:

- 1 - неподвижная часть сопла;
- 2 - телескопическая выдвижная часть сопла;
- 3 - направляющие скобы;

- 4 - корпус механизма разворачивания;
- 5 - плечо шарнирного механизма;
- 6 - система рычагов (включает звенья а, б, в, г, д, е);
- 7 - подвижный кожух/корпус выдвижной части;
- 8 - гидроцилиндр (или пневмоцилиндр).

В верхней части конструкции расположена камера сгорания, где происходит смешение и сгорание топлива, формирующее горячие газы для дальнейшего расширения. Камера сгорания соединена с коротким диффузором, который обеспечивает начальное расширение продуктов сгорания и формирует газовый поток для последующего ускорения в сопловой части.

Основной блок сопла включает в себя жесткую кольцевую обечайку с ребрами жесткости. Эти элементы обеспечивают прочность и жесткость конструкции, предотвращая деформации и сохраняя геометрию сопла под нагрузками, возникающими при запуске и движении ракеты. Обечайка крепится к основным элементам двигателя, служа связующим звеном между камерой сгорания и телескопической частью.

Телескопический сегмент сопла, находящийся в сложенном положении внутри основного блока, представлен на чертеже. В данном состоянии он плотно прилегает к основной части сопла и удерживается за счет многошарнирного механизма, обеспечивающего надежную фиксацию.

Гидроцилиндр, находящийся вне газового потока, служит приводом механизма выдвижения сопла. В сложенном состоянии он зафиксирован, удерживая телескопический сегмент внутри корпуса. При достижении ракеты необходимой высоты гидроцилиндр активируется, передавая усилие через шарнирную систему на плечо и направляющую, что вызывает плавное и контролируемое выдвижение телескопического сегмента.

Дополнительные элементы крепления и уплотнения обеспечивают надежность сопряжения частей сопла и исключают утечки газов во время работы двигателя. В совокупности, конструкция, изображённая на рисунке 11, обеспечивает надежную работу двигателя на начальных этапах полёта и

подготовку к трансформации сопла для повышения эффективности работы при снижении давления внешней среды.

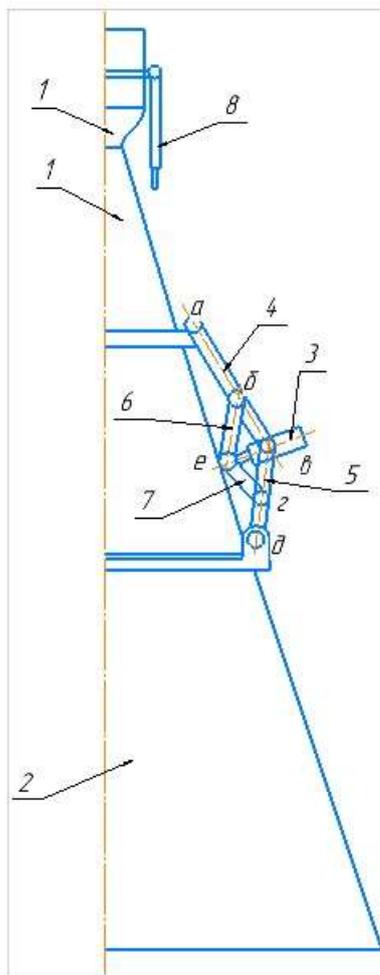


Рисунок 3.2 – Чертеж телескопического сопла в выдвинутом состоянии

На чертеже изображены следующие конструктивные элементы:

- 1 - неподвижная часть сопла;
- 2 - телескопическая часть сопла;
- 3 - направляющая штанга;
- 4 - механизм фиксации нижнего положения (точка крепления к корпусу);
- 5 - шарнирная опора (ось поворота);
- 6 - рычажная механизм (подъемный рычаг);
- 7 - рамная конструкция (поддерживающая телескопическую часть);
- 8 - гидроцилиндр (или пневмоцилиндр).

На рисунке 3.2 показано телескопическое сопло в разложенном состоянии. Центральное место в системе занимает неподвижная часть сопла, непосредственно сопряжённая с камерой сгорания ракетного двигателя. Она выполнена из жаростойкого сплава и снабжена элементами внутреннего охлаждения, рассчитанными на экстремальные тепловые и динамические нагрузки. На наружной поверхности неподвижного сегмента размещены крепления и пазы, предназначенные для удержания телескопической секции в сложенном состоянии на ранней фазе полёта.

Собственно, телескопический механизм воплощён в раскладывающемся сегменте, который в начальной конфигурации аккуратно убран внутрь неподвижного корпуса. Этот подвижный элемент является продолжением диффузора и выдвигается строго вниз, продлевая потоковую часть сопла. Его внутренняя поверхность также имеет соответствующий контур, согласованный по геометрии с основным телом, что обеспечивает непрерывное и безаварийное течение газа после раскрытия. Конструктивно телескопическая часть имеет цилиндрическую или усечённо-коническую форму, с усиленными торцевыми и продольными ребрами жёсткости. Её наружная поверхность покрыта теплозащитным слоем, способным выдерживать кратковременное воздействие температур свыше 3000 К.

Процесс раскрытия телескопического элемента инициируется посредством приводного механизма, который схематически изображён на чертеже в виде компактного блока. Его конкретная реализация может быть различной в зависимости от типа ракеты — от пиротехнических газогенераторов до электромеханических или гидравлических систем. В случае применения пиропроводов, в нужный момент срабатывает заряд, и под давлением продуктов сгорания подвижная секция плавно выдвигается вниз. Альтернативно могут использоваться винтовые или телескопические толкатели, приводимые в действие электродвигателями, обеспечивающие высокую точность и надёжность перемещения.

Чтобы исключить перекосы или заклинивания при выдвижении, в конструкции предусмотрены направляющие элементы и шарнирные соединения. Они формируют строго осевое движение телескопической части по заданной траектории. Шарниры могут быть выполнены в виде разрезных втулок, ползьев или гибких упоров, допускающих микродеформации конструкции, но не позволяющих отклониться от рабочей оси. Таким образом, обеспечивается равномерное и устойчивое раскрытие сопла без нарушения симметрии потока.

После полного выдвижения телескопической секции срабатывают фиксирующие устройства, обеспечивающие жёсткую фиксацию подвижного элемента в рабочем положении. Это особенно важно на этапе работы двигателя в условиях высоких вибрационных и аэродинамических нагрузок. Конструкция фиксаторов может быть разнообразной — от простых защёлок и флажков до инерционно-механических зацепов с обратным замком. Механизм фиксации должен быть надёжен, необратим и устойчив к термическому воздействию, поскольку в момент фиксации начинается активная фаза работы расширенного сопла.

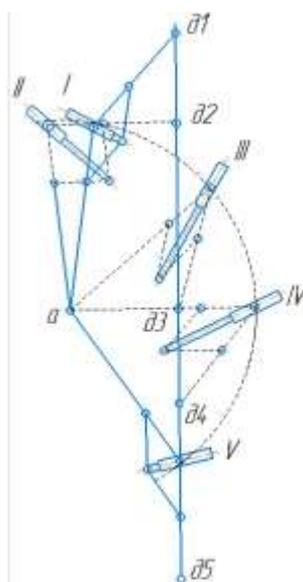


Рисунок 3.3 – Кинематическая схема приводов насадки

На рисунке 3.3 приведена кинематическая схема системы привода. Данная схема раскрывает принцип действия механизма, который позволяет трансформировать компактное, сложенное состояние сопла в выдвинутое,

обеспечивая тем самым оптимальные газодинамические параметры работы двигателя на различных этапах вывода полезной нагрузки.

На чертеже чётко обозначены основные компоненты механизма, каждый из которых играет определённую роль в обеспечении синхронного и контролируемого выдвижения телескопического сегмента. Основным элементом является направляющая рама, которая служит направляющей осью для движения подвижной части сопла. Эта рама выполнена из прочного, но лёгкого материала, обладающего высокой жёсткостью, что минимизирует перекосы и износ шарнирных соединений во время работы механизма. Благодаря ей движение телескопического сегмента происходит строго вдоль оси, что критически важно для сохранения аэродинамической симметрии и исключения повреждений тонкостенной обечайки.

Кинематическая схема опирается на многошарнирную систему, включающую несколько сочленений, обозначенных буквами а, б, в, г, д и е. Эти шарниры распределяют нагрузки и обеспечивают равномерное и плавное раскрытие, компенсируя как осевые, так и радиальные силы, возникающие при выдвижении. Такая система позволяет избежать деформаций и перегрузок, которые могли бы привести к потере герметичности или повреждению сопла. Каждый шарнир выполнен с высокоточной подгонкой и снабжён антифрикционными вкладышами для увеличения срока службы.

Основной привод, представляет собой гидравлический или электромеханический исполнительный механизм. Он располагается вне газового тракта, что исключает воздействие высоких температур и агрессивных продуктов сгорания на его компоненты. Привод управляется программным контроллером, который получает данные с бортовой системы ракеты — давление, высоту, скорость и другие параметры. В зависимости от текущих условий полёта система выдает команду на выдвижение телескопической части сопла. Такой подход обеспечивает плавное, управляемое и синхронизированное раскрытие.

Работа механизма приводов происходит в несколько фаз, соответствующих основным этапам полёта ракеты:

Фаза старта и подъёма через плотные слои атмосферы — в этот период телескопическое сопло находится в сложенном состоянии, зафиксированном системой защёлок и кронштейнов. Привод находится в состоянии покоя, удерживая сопло запертым и защищенным от внешних воздействий.

Фаза перехода на высоту выдвижения — после достижения ракеты определённой высоты и снижения давления окружающей среды, контроллер инициирует команду на раскрытие сопла. Гидравлический (или электромеханический) привод начинает плавное движение, передавая усилие через плечо и систему шарнирных сочленений. Телескопический сегмент начинает выдвигаться вниз, при этом направляющая рама обеспечивает его ровное движение без перекосов.

Фаза фиксации выдвинутого состояния — после полного выдвижения телескопической части привод прекращает движение, а система фиксации надёжно удерживает сопло в рабочем положении, обеспечивая устойчивость к осевым нагрузкам и вибрациям. Шарнирные соединения в точках а–е находятся в положении максимального раскрытия, компенсируя динамические воздействия и стабилизируя конструкцию.

Для кинематической схемы произведем силовой расчёт, скоростной расчёт и расчёт ускорений. Важно отметить, что мы будем опираться на данные из уже имеющихся разработок и данные из открытых источников о второй ступени РН «Ангара А5». Уточнённые расчёты можно будет произвести при разработке телескопического сопла.

Движение начинается из положения I в положение V. Угол раскрытия дуги равен 90. Длину дуги (окружности) для телескопирования примем примерно 1,5 м, а время полного выдвижения 5 секунд. Тогда:

Средняя линейная скорость выдвижения секции:

$$V = \frac{L}{t} = \frac{1.5}{5} = 0.3 \text{ м/с} \quad (3.1)$$

Угловая скорость при движении по дуге:

$$\omega = \frac{\theta}{t} = \frac{\pi}{5} \approx 0.314 \text{ рад/с} \quad (3.2)$$

Центростремительное ускорение:

$$a_{\text{ц}} = \omega^2 \cdot r = (0.314)^2 \cdot 1 \approx 0.0987 \text{ м/с}^2 \quad (3.3)$$

Для силового расчета примем массу одной выдвигающейся секции 60 кг. Ускорение ракеты во время раскрытия составит 29,4 м/с². Дополнительное ускорение от двигателя (локальные вибрации и импульсы) примерно 5 м/с². Требуемое ускорение секции на старте выдвижения 0,5 м/с².

Рассчитаем полную нагрузку на одну секцию:

$$F_{\text{инерц}} = m \cdot a = 60 \cdot (29,4 + 5 + 0,5) \approx 2094 \text{ Н} \quad (3.4)$$

Добавим к ней запас прочности на трение, сопротивление и конструктивные зазоры (около 30%):

$$F_{\text{итого}} = 2094 \cdot 1,3 = 2722 \text{ Н}$$

Для 5 секций:

$$F_{\text{общ}} = 2722 \cdot 5 = 13610 \text{ Н}$$

Исходя из силового расчета можно оценить моменты сил. Примем плечо рычага $l=0,4$ м

$$M = F \cdot l = 13610 \cdot 0,4 = 5444 \text{ Н} \cdot \text{м} \quad (3.5)$$

Полученные данные представим в виде таблицы.

Таблица 3.1 – Кинематический расчет

Параметр	Значение
Масса одной секции	60 кг
Скорость выдвижения	0,3 м/с
Угловая скорость	0,314 рад/с
Центростремительное ускорение	0,0987 м/с ²
Сила на одну секцию	2722 Н
Общая сила	13610 Н
Момент силы	5444 Н·м

3.2 Внедрение технологии на вторую ступень РН «Ангара А5».

Конструкция ступени сохраняет общие габариты и силовую архитектуру базового варианта, однако вносит существенные изменения в хвостовую часть, в область маршевого двигателя и соплового устройства. В верхней части второй ступени размещён бак окислителя цилиндрической формы, предназначенный для хранения жидкого кислорода. Его стенки снабжены ребрением и внутренними кольцами жёсткости для равномерного распределения давления, возникающего при заполнении бака и в процессе полёта. На внешней поверхности нанесён термоизоляционный слой, предотвращающий образование криогенных отложений и обеспечивающий стабильный температурный режим вблизи других отсеков.

Под баком окислителя находится бак горючего, выполненный аналогично, но с учётом особенностей хранения керосина. Между баками предусмотрен межбаковый отсек, выполняющий как силовую, так и компоновочную функции. В нём размещены приборы автоматики, элементы систем управления и распределительные кабельные трассы. Для передачи продольных и поперечных нагрузок межбак имеет усиленную пространственную конструкцию с поперечными балками и опорными кольцами.

В нижней части второй ступени расположен отсек маршевого двигателя, в котором размещается жидкостный ракетный двигатель РД-0124А. Он закреплён на центральном шпангоуте с помощью системы подвески, обеспечивающей отклонение в двух плоскостях для реализации векторного управления тягой. В отличие от классической конфигурации, в данной модификации штатное сопло двигателя укорочено, поскольку к нему прикреплена конструкция телескопического сопла, состоящего из двух дополнительных секций. Эти секции изготовлены из теплостойкого ниобиево-графитового композита, обеспечивающего стойкость к экстремальным температурам и высокому тепловому потоку. Секции вложены друг в друга и располагаются в транспортном положении в сложенном виде, минимизируя габариты ступени при стартовых операциях и на ранних этапах полёта.

Принцип действия телескопического сопла реализуется через систему направляющих и электромеханический привод, размещённый в кольцевом кожухе у основания стационарной части. После выхода ракеты из плотных слоёв атмосферы и при достижении определённой высоты, происходит срабатывание механизма выдвижения: секции раздвигаются вниз, формируя полноразмерное удлинённое сопло, оптимизированное под работу в условиях разреженной атмосферы. Такое решение позволяет существенно увеличить эффективность расширения потока, снизить удельный расход топлива и повысить удельный импульс двигателя.

Корпус соплового устройства снабжён вентиляционными прорезями и термозащитными вставками, предотвращающими локальный перегрев и деформацию конструкции. Дополнительно установлены кольцевые экраны, защищающие внутренние компоненты от отражённого теплового излучения. В чертеже ясно выделена форма конического каркаса сопла, его оребрение и особенности конструктивного сопряжения с телом двигателя.

Особое внимание уделено балансировке конструкции. Телескопическое сопло при выдвижении смещает центр тяжести ступени вниз, что требует точной расчётной коррекции. Для компенсации этого эффекта в хвостовом отсеке

размещаются корректирующие массы, чьё расположение оптимизировано согласно расчётам центровки. На чертеже зафиксировано как положение центра масс в собранном состоянии, так и его смещение после активации механизма удлинения сопла.

Нижняя часть второй ступени, помимо двигательной установки, включает в себя также переходной стыковочный узел, соединяющий вторую и третью ступени ракеты. Этот узел выполнен в форме конического адаптера с пироболтовыми замками и направляющими элементами для обеспечения точного разделения ступеней. При запуске этот узел обеспечивает как передачу тяговой нагрузки, так и стабильность ориентации конструкции в процессе набора скорости.

Электрооборудование, отвечающее за управление телескопическим соплом, размещено на внутренней поверхности силовых балок. Питание привода осуществляется от аккумуляторной батареи, расположенной в межбаке, а управляющие сигналы поступают от центрального блока автоматики. Кабельные трассы защищены от вибраций и перегрева с помощью гибких гофрированных кожухов, уложенных в специальных желобах, показанных на чертеже.

Изменения не нарушают прочностной и аэродинамической целостности конструкции, а напротив, повышают её эффективность на ключевых участках полётной траектории.

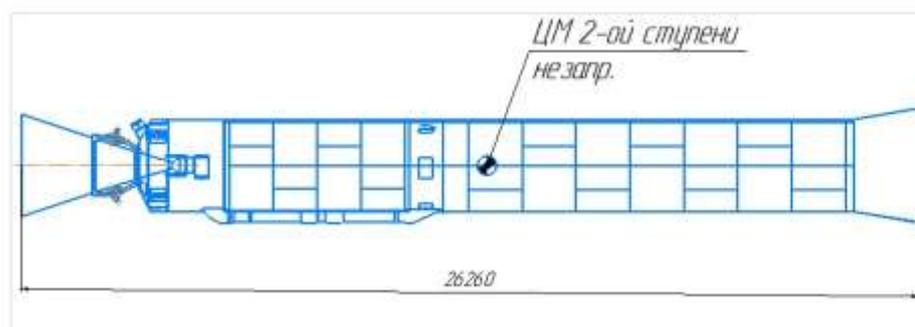


Рисунок 3.4 – Размещение телескопического сопла на второй ступени

3.3 Анализ критических узлов и зон износа

Одной из ключевых критических зон, нуждающейся в особом внимании, является сопряжение телескопических секций с основным соплом двигателя. Именно в этой области сосредоточены наибольшие механические и термические напряжения, обусловленные как высокой температурой истекающих газов, так и резкими колебаниями давления в камере сгорания. При выдвижении дополнительных секций сопла на их направляющие и элементы фиксации действуют значительные касательные силы, особенно в момент фиксации секций в полностью разложенном положении. Это сопряжение подвержено износу из-за циклической работы привода, а также из-за разности температур расширения материалов, что требует использования жаростойких и термостойких сплавов с высокой сопротивляемостью к термической усталости и ползучести.

К числу потенциально уязвимых узлов можно отнести электромеханический привод выдвижения телескопических секций. Он размещён в непосредственной близости к сопловому аппарату и подвержен воздействию как повышенных температур, так и вибраций, возникающих при работе двигателя. Даже при наличии термозащитного кожуха и виброразвязки возможны деградационные процессы: перегрев обмоток двигателя, износ шестерён привода, усталостное разрушение зубчатых зацеплений и частичная разгерметизация корпусов. Необходима регулярная проверка и испытание механизма на вибро- и термостойкость, а также продление ресурса привода через модернизацию его силовых и управляющих компонентов, включая установку датчиков перегрева и предельного износа.

Третьей критической областью, требующей анализа, является термонагруженная внутренняя поверхность телескопических секций. При выходе в космос и активации удлинённого сопла эти элементы начинают функционировать как часть камеры расширения, на которую приходится значительная доля теплового потока. Постоянный контакт с высокоскоростными продуктами сгорания вызывает эрозионный износ внутренней облицовки и постепенное истончение защитного слоя. Особенно опасны микротрещины,

образующиеся в местах стыков и сварных швов, где концентрация напряжений максимальна. При накоплении дефектов возрастает вероятность разрушения секции во время полёта, поэтому важна предварительная оценка ресурса по критериям термической усталости и прочности на срез.

Следует уделить внимание зоне опоры маршевого двигателя и подвеске, через которую передаётся вектор тяги. В связи с изменением массы сопловой части после разложения телескопического механизма, перераспределяются усилия, действующие на подвесную систему. Эти усилия могут вызывать перегрузку на шарнирах и точках крепления, что при недостаточной жёсткости может привести к смещению вектора тяги и снижению точности ориентации ступени. Следовательно, необходимо обеспечить достаточный запас прочности в узле крепления двигателя и использовать сплавы, устойчивые к вибрационной усталости и циклическим нагрузкам.

Дополнительной зоной потенциального риска является стык между второй и третьей ступенью ракеты. Выдвижение телескопического сопла происходит в условиях резкой разгерметизации и снижения давления, что может вызывать кратковременные ударные волны в конструкции. Если демпфирование этих колебаний не будет обеспечено, в зоне стыка могут появляться микросмещения, способные нарушить герметичность соединений и повредить кабельные трассы или пиротехнические устройства разделения.

Стоит также выделить внутренние каналы подачи компонентов топлива, проходящие вблизи нагретых участков. Повышение температуры в районе выдвинутого сопла может повлиять на рабочие параметры насосных агрегатов и привести к кавитации или локальному перегреву топлива. Эффективная теплоизоляция и контроль за температурным режимом являются обязательными мерами для исключения перегрева и гидравлических сбоев.

Среди скрытых рисков следует отметить влияние циклов термонагрузки и охлаждения на общий каркас конструкции. Сложные температурные режимы, действующие в ходе старта, разгона, активации сопла и вывода ступени из работы, вызывают температурные расширения и сжатия различных элементов,

что приводит к появлению остаточных напряжений, усталостных зон и деформаций. В процессе эксплуатации важно учитывать не только номинальные тепловые нагрузки, но и учитывать совокупное тепловое старение конструкции, особенно в зонах сопряжений и заклёпочных соединений.

4 БЕЗОПАСНОСТЬ И ОХРАНА ТРУДА

В процессе проектирования, испытания и последующего производства компонентов ракетной техники, включая телескопические сопла, особое внимание должно уделяться вопросам обеспечения безопасности жизнедеятельности инженеров и технических специалистов.

На этапе проектирования инженер может испытывать психофизиологические нагрузки из-за долгой работы за компьютером, повышенное утомление зрения и опорно-двигательного аппарата. По моему мнению этому этапу необходимо уделить особое внимание, т.к. он является основополагающим в данной работе.

4.1 Тяжесть и напряженность труда проектировщика.

Согласно приказу Министерства труда Российской Федерации №817Н «Об утверждении методики проведения специальной оценки условий труда», идентификация потенциально вредных и (или) опасных производственных факторов включает в себя следующие этапы:

- 1) Выявление и описание имеющихся на рабочем месте факторов производственной среды и трудового процесса, источников вредных и (или) опасных факторов;
- 2) сопоставление и установление совпадения имеющихся на рабочем месте факторов производственной среды и трудового процесса с факторами производственной среды, и трудового процесса, предусмотренными классификатором вредных и (или) опасных производственных факторов
- 3) принятие решения о проведении исследований (испытаний) и измерений вредных и (или) опасных факторов.

Работа проектировщика, связанная с длительным использованием компьютера, характеризуется повышенной зрительной и умственной нагрузкой, что, в свою очередь, влияет на тяжесть и напряженность трудового процесса.

4.1.1 Тяжесть труда.

Тяжесть труда — это характеристика, отражающая уровень физической нагрузки, перемещений, рабочих поз и повторяющихся действий. Для профессии проектировщика, работающего в основном за персональным компьютером, уровень физической активности минимален.

Рабочая поза, как правило, сидячая, без смены положения тела на протяжении более 80% времени смены. Микроклимат в помещении может быть неоптимальным, что оказывает влияние на утомление. Также, одним из аспектов для проектировщика выступает работа за компьютером (до 6-8 часов в день), что вызывает статическое напряжение мышц спины и шеи, способствующее хроническому утомлению. Отразим все это согласно приказу, в таблицу и вычислим степень тяжести труда.

Таблица 4.1 – Оценка тяжести труда

Показатель	Характеристика	Оценка
Работа в статическом положении	Более 80% рабочего времени сидя	Допустимый (2)
Количество стереотипных рабочих движений работника при локальной нагрузке (с участием мышц кистей и пальцев рук)	до 40 тысяч	Вредный (3.2)

С учетом этой таблицы можно сделать вывод, что тяжесть труда проектировщика относится к классу 3.2 – вредные. Это подразумевает проведение обязательных медосмотров и организацию мероприятий по снижению вредности условий труда.

4.1.2 Напряженность труда

Напряженность труда включает психоэмоциональные и интеллектуальные нагрузки, ответственность, степень монотонности и зрительное напряжение.

Проектировщик на стадии разработки испытывает высокую умственную и эмоциональную нагрузку. Работа связана с необходимостью сосредоточения, высокой ответственностью за точность расчетов и соблюдение технических норм, а также длительным просмотром и анализом графической информации на экране.

Ключевые показатели напряженности в данном случае:

- зрительная нагрузка (работа с мелкими деталями на экране, графиками, чертежами и техническими текстами)
- интенсивность умственной деятельности (постоянный анализ, принятие решений, работа с документацией)
- монотонность труда (проектные работы часто носят однотипный характер, особенно при черчении и моделировании)
- ответственность (ошибки могут привести к негативным последствиям в производстве и безопасности летательных аппаратов)

Таблица 4.2 – Оценка напряженности труда

Показатель	Характеристика	Оценка
Внимание:	до 10	Напряженный (3.2)
а) число производственно важных объектов одновременного наблюдения	до 75	
б) длительность сосредоточенного внимания, в % к рабочему времени	до 300	
в) плотность сообщений (сигналов в час)		

Эмоциональное напряжение	Работа по установленному плану с возможной корректировкой в процессе деятельности	Мало-напряженный (1)
Сменность	Утренняя, 7-8 часов	Ненапряженный (2)
Интеллектуальная напряженность	Решение сложных задач по алгоритму	Напряженный (3.2)
Монотонность: а) число элементов в операции б) продолжительность выполнения повторяющихся операций, сек	6-3 45-21	Напряженный (3.2)
Время работы с видеодисплеем	Более 6 часов в смену	Напряженный (3.2)

На основе данных таблицы можно сделать вывод, что проектировщик ежедневно выполняет интеллектуально напряжённую работу, связанную с высокой ответственностью, постоянным вниманием и зрительным напряжением. Согласно критериям, можно отнести этот труд к классу 3.2 – вредные условия труда с выраженными функциональными изменениями организма.

4.2 Эргономика рабочего места

Эргономика – наука о приспособлении условий труда к возможностям человеческого организма. Труд проектировщика осуществляется в условиях длительной работы за персональным компьютером и характеризуется выраженной статической нагрузкой, напряжением зрения, высокой когнитивной

нагрузкой и необходимостью точных моторных действий при работе с графическими и расчетными программами.

Рабочее место проектировщика должно быть организовано с учётом физиологических особенностей организма человека. Одним из ключевых факторов является положение тела (сотрудник проводит более 80% своего рабочего времени сидя). Для предотвращения развития опорно-двигательных нарушений необходимо использовать кресло с анатомической поддержкой поясницы, регулировкой по высоте и глубине сидения, наличием подлокотником и, оптимально, наличием подставки для ног, чтобы снять нагрузку с поясничного отдела.

Необходимо также уделить внимание расположению монитора. Согласно правилам и нормативам СанПиН 2.2.2/2.4.1340-03 монитор должен располагаться на расстоянии 50-70 см от глаз пользователя, а верхняя граница экрана должна находиться на уровне глаз или чуть ниже. Такое расположение позволяет минимизировать напряжение глаз и шейных мышц. Экран должен иметь достаточную яркость и контрастность, не мерцать и не бликовать, а также обладать возможностью регулировки угла наклона. Также необходимо избегать попадания света на монитор, так как это вызывает зрительное напряжение.

Для снижения рисков локальной нагрузки на кисти и пальцы рук необходимо использовать эргономичную клавиатуру, мышь с поддержкой кисти и специальный коврик с валиком. Размещение клавиатуры и мыши должно исключать чрезмерное сгибание или разгибание запястий.

Рабочее место должно обеспечивать достаточную освещенность (не менее 300-500 лк.), при этом освещение должно быть равномерным и не вызывать бликов. Предпочтение отдается естественному освещению, но при его недостаточности можно использовать лампы дневного света или светильники с регулируемой яркостью.

Режим труда и отдыха также необходим для обеспечения безопасности рабочего места. Для сохранения остроты зрения и профилактики зрительного утомления нужно проводить регламентированные технологические перерывы

продолжительностью 10-15 минут каждые 2 часа. В этот период рекомендуется выполнять гимнастику для глаз, растяжку мышц спины и шеи, а также кратковременную смену деятельности.

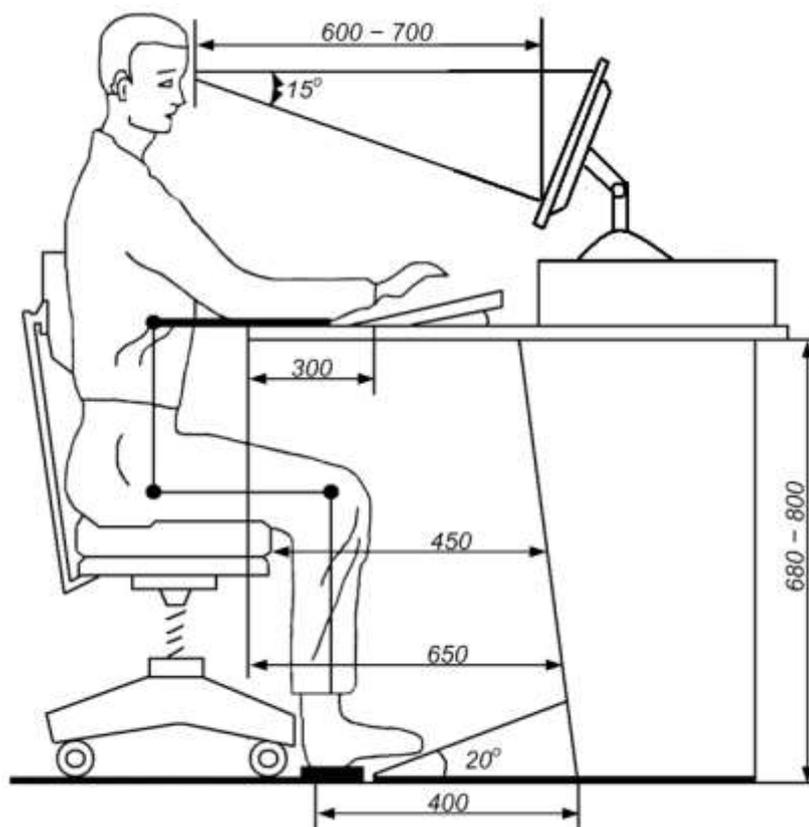


Рисунок 4.1 – Эргономика рабочего места

В условиях постоянного взаимодействия с техникой и программными средствами, высоких требований к точности и внимательности, обеспечение оптимальной эргономики позволяет значительно снизить уровень профессиональных рисков, повысить концентрацию и снизить вероятность ошибок. Внедрение эргономически обоснованных решений должно сопровождаться контролем за их соблюдением и регулярной оценкой условий труда.

5 РАСЧЕТ ЭКОНОМИЧЕСКИХ ЗАТРАТ НА РАЗРАБОТКУ

Необходимо определить совокупные затраты на разработку. Расчеты охватывают как прямые производственные, так и косвенные издержки – включая опытно-конструкторские работы, инженерное сопровождение, производственные процессы и амортизацию оборудования.

Процесс разработки модернизированной ступени ракеты включает следующие ключевые этапы: теоретические и научные исследования, проектирование и моделирование, изготовление опытного образца, проведение огневых и летных испытаний, анализ результатов и доводка, подготовка к серийному производству. Вся сумма затрат складывается из: затрат на оплату труда специалистов, затрат на использование вычислительных мощностей и САПР, стоимости материалов и комплектующих, стоимости испытаний (стендовых, натурных), амортизационных отчислений на оборудование, накладных расходов.

Сведения о заработной плате для научного сотрудника возьмем исходя из данных о среднем уровне зарплаты для инженеров в России. Опираясь на данные площадок по трудоустройству за среднюю заработную плату для научного специалиста с опытом работы примем сумму в размере 60000 у.е.

Так же необходимо учитывать взносы на социальное страхование и пенсионные фонды согласно действующему законодательству. Это зависит от заработной платы и составляет:

Взносы на фонды социального страхования (ФСС) – 2,9% от заработной платы работника.

Взносы на медицинское страхование – 5,1% от заработной платы работника.

Взносы на обязательное пенсионное страхование (ОПС) – 5,1% от фонда оплаты труда работников, но не менее 12975 у.е. в месяц.

Взносы на обязательное медицинское страхование (ОМС) – 5,1% от фонда оплаты труда работников, но не менее 3013 у.е. в месяц

Таким образом, общий размер взносов составляет не менее 35,1% от фонда оплаты труда работников. Для сотрудника с заработной платой в 60000 у.е. страховые и прочие взносы обойдутся в 21060 у.е.

Так же потребуется программное обеспечение для выполнения поставленных задач, таких как: проектирование, расчет на прочность, расчет геометрических параметров и т.п., составление проектной документации.

Таблица 5.1 – Стоимость необходимого программного обеспечения

Наименование продукта	Количество	Срок, месяц	Сумма затрат, у.е.
Office 2021 Professional plus	1	1	2490
Компас-3D v21 Home Электронная версия	1	1	1490
Mathcad Education - Student Edition	1	1	4237
Расходы на канцтовары		1	1500
Итого			9717

Затраты на исследовательские работы обычно включают в себя стоимость оплаты труда для научного сотрудника, занимающегося изучением материала и подбором наиболее выгодных решений. Примем их равными дополнительной заработной платы сотрудником. В среднем, дополнительная заработная плата включает в себя 20% от основной зарплаты. В нашем случае она составит

Непредвиденные расходы составляют от 15 до 20% от размера основной платы сотрудника, примем значение равное 15%, что составит 9000 у.е.

К специальным расходам можно отнести расходы машинного времени выполнения необходимых работ на персональном компьютере.

Затраты на машинное время, необходимое для проектирования, подготовку материалов научно-технической информации и на пользование средствами связи рассчитываются следующим образом:

$$C_{\text{маш.вр}} = K_{\text{маш.вр}} \cdot Z_{\text{маш.вр}}, \quad (5.1)$$

где:

$K_{\text{маш.вр}}$ - тарифная стоимость одного часа машинного времени,

$$K_{\text{маш.вр}} = 60 \text{ руб./ч};$$

$Z_{\text{маш.вр}}$ - машинное время, используемое на проведение работ.

Необходимое количество машинного времени рассчитывается по следующей формуле:

$$Z_{\text{маш.вр}} = t_i \cdot T_{\text{см}} \cdot T_{\text{ср.маш}}, \quad (5.2)$$

где:

t_i - трудоемкость работ, чел.дней, примем за 22 дня при 5 дневной рабочей неделе;

$T_{\text{см}}$ - продолжительность рабочего дня, 8 ч. при 5-ти дневной рабочей неделе;

$T_{\text{ср.маш}}$ - средний коэффициент использования машинного времени = 0,7.

$$Z_{\text{маш.вр}} = 22 \cdot 8 \cdot 0,7 = 123,2 \text{ ч.}$$

Стоимость машинного времени составит:

$$C_{\text{маш.вр}} = 60 \cdot 123,2 = 7392 \text{ у.е.}$$

Учитывая расчеты из главы 2.7 экономия топлива при использовании телескопического сопла составляет = 1,5 т на каждый пуск. При цене условной тонны топлива в 400000 у.е. это дает экономию 600000 у.е. за пуск.

Если внедрение конструкции станет серийным, дальнейшая экономия и масштабируемость делают проект высокоэффективным даже с учетом ежегодных затрат на модернизацию.

Таблица 5.2 – Затраты на разработку телескопического сопла

Наименование затрат	Сумма затрат, у.е.
Office 2021 Professional plus	2490
Компас-3D v21 Home Электронная версия	1490
Mathcad Education - Student Edition	4237
Расходы на канцтовары	1500
Заработная плата	60000
Расходы на налоги	21060
Дополнительная заработная плата	12000
Непредвиденные расходы	9000
Стоимость машинного времени	7392
Итого	119169

Но также стоит учитывать, что по законам Российской Федерации, для юридических и физических лиц занимающихся научной деятельностью предусматривается налоговый вычет.

Один из законов, регулирующих налоговые льготы для научной деятельности в России – это Федеральный закон от 24 июля 2007 года № 209-ФЗ "О развитии малого и среднего предпринимательства в Российской Федерации".

Основная норма об этой налоговой льготе содержится в статье 22.5 этого закона. Статья 22.5. Налоговые вычеты на основные научные исследования и разработки.

Налогоплательщики, осуществляющие научно-исследовательскую деятельность в порядке, предусмотренном Федеральным законом от 23 февраля 1996 года № 39-ФЗ "О науке и государственной научно-технической политике", имеют право на снижение налоговой базы в размере действительных затрат, связанных с осуществлением такой деятельности.

Вычеты на основные научные исследования и разработки, а также на научно-технические разработки, выполненные на условиях договора на выполнение научно-исследовательских и (или) опытно-конструкторских работ с другим юридическим лицом или индивидуальным предпринимателем, уменьшают налог на прибыль организаций или на налоговую базу организации, выполнившей работу.

Налогоплательщики вправе использовать вычеты на основные научные исследования и разработки, рассчитанные на основании результатов их действительных затрат, в налоговых декларациях за налоговый период, в котором такие затраты были осуществлены.

Что позволяет в будущем снизить затраты на заработную плату сотрудников и налоговые расходы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной дипломной работе был произведен анализ средств оптимизации траектории полета ракета-носителя «Ангара А5» на активном участке полета. Также произведен анализ аэродинамических ограничений, которые возникают во время полета ракеты и конструктивных особенностей, влияющих на них. Исходя из полученных данных для оптимизации было выбрано телескопическое сопло. Поставленная для него задача – экономия топлива РН.

Опираясь на опыт использования телескопического сопла в других ракета-носителях для изготовления сопла ракеты «Ангара А5» был выбран материал титановый титановому сплаву ВТ6 (Ti-6Al-4V), к преимуществам которого можно отнести высокую прочность при низкой плотности, устойчивость к температурным колебаниям и нагрузкам, а также отличную коррозионную стойкость.

Были рассчитаны базовая траектория полета ракеты с применением телескопического сопла. Построены графики зависимостей скорости от времени, а также составлены программы для вычисления в программе Matlab.

- Окончательная скорость: 9030 м/с;
- Ускорение: 0,79 м/с²;
- Высота второй ступени после окончания ее работы: 145 км;
- Аэродинамическое сопротивление в начале работы второй ступени: 5760 Н.

По итогам расчетов получается, что при использовании телескопического сопла:

- Удельный импульс увеличивается на 5%;
- Тяга двигателя увеличивается на 5%;
- Сопротивление уменьшается на 10% из-за того, что сопло более компактно сложено в начале работы второй ступени;
- Прирост скорости ракеты увеличится на 4-6%.

Экономия топлива с учетом полученных данных составляет 1514 кг (примерно 1,5%).

В результате анализа условий труда проектировщика, участвующего в разработке телескопического сопла для РН «Ангара А5», установлено, что гео профессиональная деятельность относится к вредному классу условий труда 3.2 согласно критериям, установленным приказом Министерства труда РФ №33Н. Основными неблагоприятными факторами являются высокая напряженность зрения, выраженная умственная нагрузка, монотонность движений и преобладание статической позы в течение всего рабочего дня. Были рассмотрены вопросы эргономики, позволяющие сформировать безопасное и комфортное рабочее пространство, предложены мероприятия по оптимизации положения тела, рациональной организации рабочего места. Это позволило значительно снизить уровень профессиональных рисков и сохранить здоровье специалиста.

В заключающей главе проведена оценка стоимости одного месяца проектирования для одного сотрудника, данные о заработной плате были основаны на средних значениях. С учетом налогов и непредвиденных трат месяц одного проектирования для одного сотрудника составит 119169 у.е. Но также стоит учитывать, что по законам Российской Федерации, для юридических и физических лиц занимающихся научной деятельностью предусматривается налоговый вычет, который в будущем поможет снизить стоимость проектирования изделия.

Целью работы являлась оптимизация траектории полета ракета-носителя «Ангара А5», в ходе работы были подобраны оптимальные условия для реализации этой цели, на основе которых были проведены все остальные расчеты. Полученные данные удовлетворяют поставленной задаче, а использование уже существующих разработок в дальнейшем может упростить процесс проектирования и оптимизации РН.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1 Введение в ракетно-космическую технику. Учебное пособие. Том 2. / А. П. Аверьянов, Л. Г. Азаренко, Г. Г. Вокин, Н. А. Кашеев, Л. А. Мачнева, В. С. Чаплинский. – М.: Инфра-Инженерия, 2018. – 444с.

2 Волоцуев, В.В. Введение в проектирование, конструирование и производство ракет: учеб. пособие / В.В. Волоцуев, И.С. Ткаченко. – Самара: Издательство Самарского ун-та, 2017. – 88 с.

3 Егорычев, В.С. Теория, расчет и проектирование ракетных двигателей: учеб. Пособие / И.А. Ганин, В.А. Борисов – Самара: Издательство Самарского ун-та, 2011. – 143 с.

4 Дорофеев А.А. Основы теории тепловых ракетных двигателей: учебник / А.А. Дорофеев. – 3-е изд., перераб. и доп.: изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. - 571 с.

5 Федеральный закон от 24 июля 2007 года № 209-ФЗ "О развитии малого и среднего предпринимательства в Российской Федерации".

6 Приказ Министерства труда Российской Федерации от 24.01.2014 N 817Н «Об утверждении методики проведения специальной оценки условий труда, классификатора вредных и (или) опасных производственных факторов, формы отчета о проведении специальной оценки условий труда и инструкции по ее заполнению».

7 СанПиН 2.2.2/2.4.1340-03 "Гигиенические требования к персональным электронно-вычислительным машинам и организации работы"