|  |  |
| --- | --- |
| Gerb-BMSTU_01 | **Министерство науки и высшего образования Российской Федерации**  **Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение**  **высшего образования**  **«Московский государственный технический университет**  **имени Н.Э. Баумана**  **(национальный исследовательский университет)»**  **(МГТУ им. Н.Э. Баумана)** |

ФАКУЛЬТЕТ «ЭНЕРГОМАШИНОСТРОЕНИЕ»

КАФЕДРА «РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ»

**РАСЧЕТНО-ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА**

***К ВЫПУСКНОЙ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ РАБОТЕ НА ТЕМУ:***

«Ракетный двигатель на твердом топливе оперативно-тактической баллистической ракеты»

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Студент Э1-122 | \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | В.В. Филимонов |
| (группа) | (Подпись, дата) | (И.О. Фамилия) |

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Руководитель ВКР | \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | Е.А. Андреев |
|  | (Подпись, дата) | (И.О. Фамилия) |

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Консультант по технологической части | \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | М.А. Комков |
|  | (Подпись, дата) | (И.О. Фамилия) |

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Консультант по охране труда и экологии | \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | А.А. Аграфонова |
|  | (Подпись, дата) | (И.О. Фамилия) |

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Консультант по организационно-экономической части | \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | Э.Б. Мазурин |
|  | (Подпись, дата) | (И.О. Фамилия) |

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Нормконтролер | \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | Д.А. Ягодников |
|  | (Подпись, дата) | (И.О. Фамилия) |

Москва, 2021 г.

**Министерство науки и высшего образования Российской Федерации**

**Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение**

**высшего образования**

**«Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана**

**(национальный исследовательский университет)»**

**(МГТУ им. Н.Э. Баумана)**

|  |  |
| --- | --- |
|  | УТВЕРЖДАЮ  Заведующий кафедрой Э-1  \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ Д.А. Ягодников  «\_\_» \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ 2021 г. |

**ЗАДАНИЕ**

**на выполнение выпускной квалификационной работы**

Студент группы Э1-122

|  |
| --- |
| Филимонов Владимир Владимирович |
| (Ф.И.О.) |

Тема квалификационной работы: Ракетный двигатель на твердом топливе оперативно-тактической баллистической ракеты

Источник тематики (кафедра, предприятие и т.п): \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_

Тема квалификационной работы утверждена распоряжением по факультету \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ № \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ от «\_\_» \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ 20\_\_ г.

***Часть 1. Исследовательская часть:***

Построить математическую модель полета баллистической ракеты и рассчитать исходные данные на проектирование ракетного двигателя на твердом топливе оперативно-тактической баллистической ракеты

***Часть 2. Конструкторская часть:***

Рассчитать и спроектировать ракетный двигатель на твердом топливе оперативно-тактической баллистической ракеты.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Консультант | \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | Е.А. Андреев |
|  | (Подпись, дата) | (И.О. Фамилия) |

***Часть 3. Технологическая часть:***

Разработать технологический процесс изготовления заряда смесевого твердого ракетного топлива

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Консультант | \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | М.А. Комков |
|  | (Подпись, дата) | (И.О. Фамилия) |

***Часть 4. Охрана труда и экология:***

Оценить влияние вредных и опасных факторов на окружающую среду на всех этапах жизненного цикла изделия. Расчет и анализ шумового воздействия на персонал во время работы двигателя.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Консультант | \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | А.А. Аграфонова |
|  | (Подпись, дата) | (И.О. Фамилия) |

***Часть 5. Организационно-экономическая часть:***

Составить план работ по организации проектирования и отработки ракетного двигателя на твердом топливе оперативно-тактической баллистической ракеты. Рассчитать затраты на проектирование и отработку.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Консультант | \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | Э.Б. Мазурин |
|  | (Подпись, дата) | (И.О. Фамилия) |

***Оформление квалификационной работы:***

Расчетно-пояснительная записка на \_\_\_\_ листах формата А4.

Перечень графического (иллюстративного) материала (чертежи, плакаты, слайды и т.п.): \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_

Дата выдачи задания « » \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ 2021 г.

В соответствии с учебным планом выпускную квалификационную работу выполнить в полном объеме в срок до «\_\_» июня 2021 г.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Руководитель квалификационной работы | \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | Е.А. Андреев |
|  | (Подпись, дата) | (И.О. Фамилия) |

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Студент | \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ | В.В.Филимонов |
|  | (Подпись, дата) | (И.О. Фамилия) |

**Министерство науки и высшего образования Российской Федерации**

**Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение**

**высшего образования**

**«Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана**

**(национальный исследовательский университет)»**

**(МГТУ им. Н.Э. Баумана)**

**ФАКУЛЬТЕТ**  **Э**  УТВЕРЖДАЮ

**КАФЕДРА** **Э1** Заведующий кафедрой Э‑1

(Индекс)

**ГРУППА** **Э1-122** \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ Д.А. Ягодников

(И.О.Фамилия)

«     08    »      февраля      20   21  г.

**КАЛЕНДАРНЫЙ ПЛАН**

**выполнения выпускной квалификационной работы**

студента: Филимонов Владимир Владимирович

(фамилия, имя, отчество)

Тема квалификационной работы Ракетный двигатель на твердом топливе оперативно-тактической баллистической ракеты

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **№ п/п** | **Наименование этапов выпускной квалификационной работы** | **Сроки выполнения этапов** | | **Отметка о выполнении** | |
| **план** | **факт** | **Должность** | **ФИО, подпись** |
| 1. | Задание на выполнение работы. Формулирование проблемы, цели и задач работы | 08.02.21 |  | Руководитель ВКР |  |
| 2. | 1 часть Конструкторская часть | 15.03.21 |  | Руководитель ВКР |  |
| 3. | Утверждение окончательных формулировок решаемой проблемы, цели работы и перечня задач | 20.03.21 |  | Заведующий кафедрой |  |
| 4. | 2 часть Исследовательская часть | 02.04.21 |  | Руководитель ВКР |  |
| 5. | 3 часть Технологическая часть | 12.04.21 |  | Консультант по технологической части |  |
| 6. | 4 часть Охрана труда и экология | 20.04.21 |  | Консультант по охране труда и экологии |  |
| 7. | 5 часть Организационно-экономическая часть | 26.04.21 |  | Консультант по организационно-экономической части |  |
| 8. | 1-я редакция работы | 03.05.21 |  | Руководитель ВКР |  |
| 9. | Подготовка доклада и презентации | 20.05.21 |  |  |  |
| 10. | Заключение руководителя | 27.05.21 |  | Руководитель ВКР |  |
| 11. | Допуск работы к защите на ГЭК (нормоконтроль) | 10.06.21 |  | Нормоконтролер |  |
| 12. | Внешняя рецензия | 11.06.21 |  |  |  |
| 13. | Защита работы на ГЭК | 17.06.21 |  | Секретарь ГЭК |  |

*Студент*  *Руководитель работы*

**РЕФЕРАТ**

Работа выполнена в следующем объеме:

* графические работы на 10 листах формата А1;
* расчетно-пояснительная записка на 181 листах формата А4, 25 рисунков, 56 таблиц, 12 источников.

Объектом разработки является маршевый ракетный двигатель твердого топлива третьей ступени ракеты-носителя.

В конструкторской части дипломного проекта разработан сам РДТТ, заряд, сопловой блок, воспламенительное устройство, получены основные зависимости.

В исследовательской части был определен качественный характер зависимости параметров двигателя от параметров используемых топлив.

Технологическая часть посвящена разработке технологического процесса изготовления заряда из смесевого твердого ракетного топлива.

В части экологии и охраны труда проведен общий анализ влияния вредных и опасных факторов как на человека, так и на окружающую среду. Проведен расчет и анализ шумового воздействия на кабину персонала во время испытаний.

В организационно-экономической части определены затраты на проектирование РДТТ третьей ступени, изготовление опытных образцов и их испытания.

**Оглавление**

[**РЕФЕРАТ** 5](#_Toc74589208)

[1.1 ВВЕДЕНИЕ 8](#_Toc74589209)

[1.2 Теоретическое обоснование модели 8](#_Toc74589210)

[1.3 Исходные данные на моделирование 13](#_Toc74589211)

[1.4 Моделирование активного участка полета 14](#_Toc74589212)

[1.5 Моделирование пассивного участка полета 16](#_Toc74589213)

[1.6 Поиск оптимального угла старта ракеты 19](#_Toc74589214)

[1.7 ВЫВОДЫ 19](#_Toc74589215)

[2. Конструкторская часть 20](#_Toc74589216)

[2.1 Выбор топлива 20](#_Toc74589217)

[2.2 Выбор формы заряда 22](#_Toc74589218)

[2.3 Расчет внутрибаллистических характеристик 23](#_Toc74589219)

[2.4 Расчет предельных отклонений параметров 29](#_Toc74589220)

[2.5 Расчет толщины теплозащитного покрытия в камере сгорания 34](#_Toc74589221)

[2.6 Выбор материала ТЗП 34](#_Toc74589222)

[2.7 Расчет тепловых потоков и определение необходимой толщины ТЗП 35](#_Toc74589223)

[2.8 Требования, предъявляемые к корпусу ракетного двигателя, выбор материала корпуса 41](#_Toc74589224)

[2.9 Расчет толщины силовой обечайки корпуса 42](#_Toc74589225)

[2.10 Расчет разъемных соединений 44](#_Toc74589226)

[2.11 Проектирование и расчет воспламенительного устройства 46](#_Toc74589227)

[2.12 Расчет и проектирование соплового блока 49](#_Toc74589228)

[2.13 Расчет параметров конвективного теплового потока по длине сопла 52](#_Toc74589231)

[2.14 Расчет параметров радиационного теплового потока по длине сопла 54](#_Toc74589232)

[2.15 Расчет потерь удельного импульса 58](#_Toc74589233)

[2.16 Расчет на прочность заряда СТРТ 61](#_Toc74589234)

[2.17 Расчет управляющей силы газового руля 63](#_Toc74589235)

[ВЫВОДЫ 67](#_Toc74589236)

[3.1 Введение 68](#_Toc74589237)

[3.2. Технологический процесс 70](#_Toc74589238)

[3.3. Описание операций 73](#_Toc74589239)

[3.4 Расчет равновесной температуры полимеризации 79](#_Toc74589240)

[**4.5 Расчет напряжений в месте стыка заряд-корпус** 82](#_Toc74589241)

[4. Охрана труда и экология 84](#_Toc74589242)

[5. Организационно-экономическая часть 93](#_Toc74589243)

[5.1 ВВЕДЕНИЕ 93](#_Toc74589244)

[5.2 Основные этапы НИиОКР 93](#_Toc74589245)

[5.3 Диаграмма Ганта 96](#_Toc74589246)

[5.4 Затраты на заработную плату 98](#_Toc74589247)

[5.5 Затраты на оборудование 99](#_Toc74589248)

[5.6 Затраты на программное обеспечение 101](#_Toc74589249)

[5.7 Затраты на расходные материалы 101](#_Toc74589250)

[5.8 Накладные расходы 102](#_Toc74589251)

[5.9 Затраты, связанные с организацией рабочих мест 102](#_Toc74589252)

[5.10 Затраты на проведение испытаний 102](#_Toc74589253)

[СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ 105](#_Toc74589254)

[ПРИОЖЕНИЕ А 107](#_Toc74589255)

[Программа расчета дальности полета баллистической ракеты 107](#_Toc74589256)

[107](#_Toc74589257)

[ПРИЛОЖЕНИЕ Б 112](#_Toc74589258)

[Термодинамический расчет 112](#_Toc74589259)

1. **ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКАЯ ЧАСТЬ**

1.1 ВВЕДЕНИЕ

Объектом проектирования является ракетный двигатель на твердом топливе оперативно-тактической баллистической одноступенчатой ракеты. Ракета неконтейнерного хранения установлена на колесной самоходной пусковой установке. Исходные данные на проектирование представлены в таблице:

|  |  |
| --- | --- |
| Внешний диаметр корпуса ракеты, мм | 650 |
| Длина ракеты, мм | 4998 |
| Длина РДТТ с сопловым блоком, мм | 2725 |
| Масса полезной нагрузки, кг | 600 |
| Требуемая дальность полета, км | 200 |

Для проведения проектных расчетов и проектирования конструкции РДТТ необходимы дополнительные данные, а именно:

1. Тяговые характеристики
2. Характеристики топлива

Для того, чтобы получить потребные тяговые характеристики, проведен расчет внешней баллистики полета ракеты. Для этого была создана математическая модель полета ракеты в программном комплексе MathCad. Выбор подходящего топлива рассматривается в разделе 2.

1.2 Теоретическое обоснование модели

Траектория полета управляемой баллистической ракеты состоит из двух участков: активного и пассивного. На активном участке осуществляется управляемое движение ракеты с работающими двигателями. На пассивном участке ракета совершает свободный полет по инерции.

Движение управляемой баллистической ракеты на активном участке траектории описывается системой уравнений, которая обычно включает:

- три дифференциальных уравнения движения центра масс ракеты в проекциях на оси декартовой системы координат под действием тяги, аэродинамических сил, силы тяжести и управляющих сил;

- три дифференциальных уравнения вращения ракеты относительно ее центра масс, вызываемого аэродинамическими, внутренними демпфирующими и управляющими моментами;

- уравнения кинематической связи между составляющими линейной скорости центра масс ракеты и ее декартовыми координатами, а также между угловыми координатами и составляющими угловой скорости вращения ракеты относительно центра масс;

- уравнения системы управления.

На этапе предэскизного проектирования рассматривается ряд баллистических задач. Однако необходимые для их решения конструктивные характеристики ракеты либо вовсе неизвестны, либо известны весьма приближенно. Из-за отсутствия точных сведений о силах и моментах, действующих на ракету, при определении полной дальности полета можно ограничиться точностью, характеризуемой ошибкой в 3 – 5 %.

Чтобы обеспечить такую точность, используют упрощенные системы уравнений движения ракеты на активном участке, в которых отброшены или осреднены члены уравнений, мало влияющие на дальность полета.

Поскольку силы и моменты, вызывающие боковое движение ракеты, малы, то ими можно пренебречь и считать движение ракеты на активном участке плоским. Влиянием вращательного движения ракеты на поступательное движение центра масс также можно пренебречь.

Чтобы не учитывать влияния параметров системы управления на движение ракеты, система управления считается идеальной. При этом ракета совершает движение строго по программной траектории.

При сделанных допущениях система уравнений движения ракеты на активном участке траектории в проекциях на оси земной системы координат запишется так:

где *–* текущее значение массы;

*–* суммарная тяга двигателей, направленная по продольной оси ракеты;

*X, Y* – соответственно сила лобового сопротивления и подъемная сила ракеты;

*g* – текущее значение ускорения силы притяжения Земли;

– угол тангажа, измеренный между продольной осью ракеты и горизонтом страта;

программное значение угла тангажа;

– угол атаки;

- высота ракеты над поверхностью Земли;

– угол наклона вектора скорости к горизонту страта;

– полярный угол;

– радиус – вектор;

*R* = 6371 *км* – средний радиус земного шара.

В дальнейшем мы будем пренебрегать различием между ускорением силы притяжения Земли и ускорением силы тяжести, полагая, что

= 9,81 м/

Система содержит 11 уравнений с 11 неизвестными:

, , , *x*, *y*, *r*, *h*,, , , .

Она может быть решена, если известны масса ракеты, и функциональные связи , и .

Ускорение силы тяжести в диапазоне высот активного участка траектории может считаться постоянным по абсолютной величине, но направленным к центру Земли;

Углы атаки малы и поэтому:

Программа движения ракеты на активном участке траектории задана в виде зависимости где – угол наклона вектора скорости к местному горизонту.

Тогда система уравнений движения ракеты в проекциях на оси скоростной системы координат примет вид:

;

;

;

;

Если дальность активного участка не превышает 300 км, поле тяготения можно считать постоянным. В этом случае удобнее пользоваться системой уравнений вида:

;

;

;

При исследовании параметров движения боевой части на атмосферной части пассивного участка траектории необходимо учитывать влияние аэродинамического лобового сопротивления:

1.3 Исходные данные на моделирование

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |
| Площадь миделя | 0,332 |
| Масса конструкции, | 1135 |
| Требуемая дальность полета | 200 |
| Угол старта ракеты | 89 |
| Угол выхода из активного участка | 45 |
| Массовый расход | 50 |
| Время работы двигателя, с | 20 |

Сделаем допущение, что система управления может обеспечить требуемую программу изменения угла вектора скорости. Тогда угол наклона вектора скорости к горизонту изменяется по гиперболическому закону от 89 до 45 градусов.

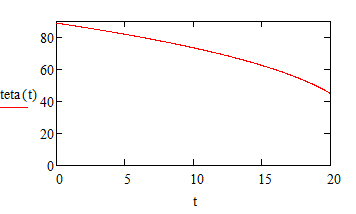


Рисунок 1.2.1 - Программа изменения угла вектора скорости к горизонту

1.4 Моделирование активного участка полета

Так как длина активного участка полета не превышает 300 км можем использовать систему уравнений:

Тяга двигателя в первой итерации принимается постоянной и равной 110 кН

Сила сопротивления воздуха изменяется по закону

Где – коэффициент лобового сопротивления, *S* – площадь миделя, -плотность воздуха.

Так как мы имеем одноступенчатую ракету с постоянным диаметром и конической головной частью, для определения коэффициент лобового сопротивления можно воспользоваться следующими зависимостями [1]

на протяжении всего участка изменяется в пределах от 0,25 до 0,4, поэтому примем , т.к. модель не учитывает донное сопротивление и потери на управление

Плотность воздуха изменяется по закону

Данная система дифференциальных уравнений задается в программном комплексе MathCad и решается с использованием метода Рунге-Кутта через специальный оператор (см. Приложение)

Решив данную систему уравнений, мы получаем начальные условия для решения системы уравнений пассивного участка полета

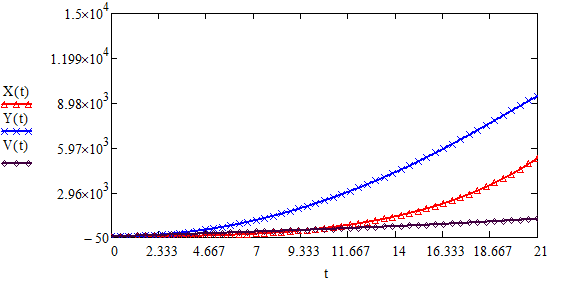


Рисунок 1.3.2 - Результаты расчета. Зависимость параметров от времени.

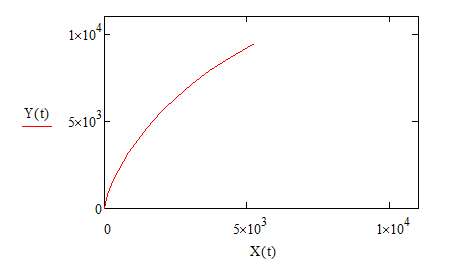


Рисунок 1.3.3 - Результаты расчета. Траектория движения ракеты на активном участке.

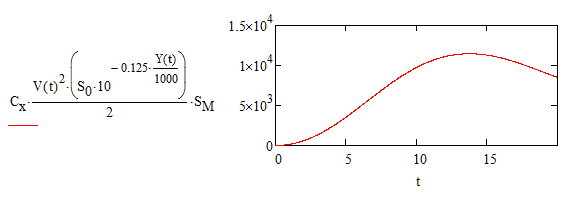


Рисунок 1.3.4 - Результаты расчет. Зависимость силы сопротивления воздуха от времени

1.5 Моделирование пассивного участка полета

Движение ракеты происходит полностью в плотных слоях атмосферы. Полет ракеты в атмосферном участке описывается системой уравнений:

Так как пассивный участок полета проходит в схожих условиях с активным участком, принимаем те же допущения и зависимости

Сила сопротивления воздуха изменяется по закону

Плотность воздуха изменяется по закону

Выбрав начальные условия из расчета активного участка решим систему уравнений с помощью оператора odesolve в MathCad.

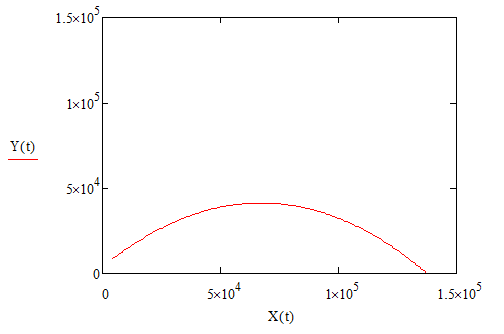


Рисунок 1.4.1 - Результаты расчета. Траектория движения ракеты на пассивном участке.

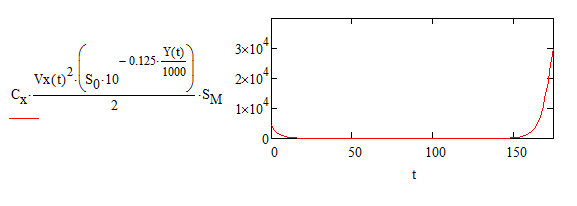


Рисунок 1.4.2 - Результаты расчета. Зависимость силы сопротивления воздуха от времени

Этот расчет проводим, для поиска потребной тяги двигателя до достижения требуемой дальности полета. Результаты расчетов представлены в таблице 1.4.1

Таблица 1.4.1 – Результаты расчет дальности полета при разных значениях тяги двигателя

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Тяга, кН | Дальность , м | Высота полета, м | Время полета, с |
| 110 | 137274 | 41149 | 174,295 |
| 120 | 167157 | 49127 | 191,055 |
| 140 | 236359 | 67403 | 225,033 |
| 150 | 275745 | 77732 | 242,239 |
| 145 | 255652 | 72467 | 233,62 |

Исходя из расчетов, примем потребное значение среднего значения тяги , с полученной дальностью полета км, поскольку при дальнейшем проектировании будет иметь место значительное отклонение внутрибаллистических параметров из-за случайных и неслучайных факторов.

1.6 Поиск оптимального угла старта ракеты

Для расчет оптимального угла страта ракеты используется итерационный метод. В качестве исходных данных для расчета используются данные из пункта 1.2, тяга двигателя принимается равной , программа изменения угла вектора скорости к горизонту подчиняется гиперболическому закону до 45 градусов.

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Угол старта, град | Дальность полета, м | Высота полета, м | Время полета, с |
| 90 | 255652 | 72467 | 233,62 |
| 87 | 255798 | 72362 | 233,545 |
| 85 | 255881 | 72288 | 233,492 |
| 83 | 255950 | 72211 | 233,436 |
| 81 | 256004 | 72131 | 233,376 |
| 79 | 256043 | 72047 | 233,313 |
| 77 | 256064 | 71959 | 233,246 |
| 76 | 256068 | 71914 | 233,211 |
| 75 | 256066 | 71868 | 233174 |
| 74 | 256059 | 71820 | 233,136 |
| 73 | 256047 | 71772 | 233,096 |

1.7 ВЫВОДЫ

В ходе работы, написана программа в программном комплексе MathCad, позволяющая рассчитывать максимальную дальность, высоту и траекторию полета по исходным углам старта, углом выхода из активного участка, массовых, расходных, тяговых, габаритных характеристиках ракеты.

С помощью этой программы был проведен анализ оптимального угла старта ракеты с данными характеристиками . Также на основе габаритных и весовых характеристик, была получена потребная средняя тяга РДТТ для достижения требуемой дальности полета ракеты , что является необходимой характеристикой для проектирования РДТТ.

2. Конструкторская часть

В данной части выпускной квалификационной работы представлены результаты расчетов и проектирования ракетного двигателя на твердом топливе оперативно-тактической баллистической ракеты по исходным данным полученным и данным полученным из исследовательской части выпускной квалификационной работы

Таким образом имеются следующие данные на проектирование:

|  |  |
| --- | --- |
| Внешний диаметр корпуса ракеты, мм | 650 |
| Длина ракеты, мм | 4998 |
| Длина РДТТ с сопловым блоком, мм | 2725 |
| Масса полезной нагрузки, кг | 600 |
| Требуемая дальность полета, км | 200 |
| Потребная тяга, кН | 145 |
| Ориентировочное время работы, с | 25 |

2.1 Выбор топлива

На данном этапе проектирования сравниваются внутребаллистические параметры двигателя при известных внешнебаллистических данных для имеющихся в наличии марок твердого ракетного топлива

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
|  | Б-2 | ПХА-3М | ПХА-4М |
|  | 1620 | 1770 | 1800 |
|  | 345 | 320 | 329 |
|  | 3000 | 3173 | 3240 |
|  | 1,23 | 1,15 | 1,16 |
|  |  |  |  |
|  | 12,14 | 12,21 | 19,69 |
|  | 242,8 | 244,2 | 393,8 |

Из рассматриваемых составов наиболее ПХА-4М имеет слишком высокую скорость горения, состав ПХА-3М превосходит по энергетическим характеристикам Б-2, поэтому выбирается топливо ПХА-3М.

Характеристики топлива ПХА-3М

Характеристики топлива ПХА-3М (условно металлизированное) :

Состав в процентах от массы топлива:

- перхлорат аммония − 66%;

- идеализированное углеводородное горючее − 15%;

- порошкообразный алюминий − 19%.

Условная химическая формула

1. Полная энтальпия -1934 кДж/кг.

2. Закон горения:

 , мм/с,

где *p*, Па − давление; *T*н − начальная температура заряда, К.

3. Плотность топлива ρт = 1740 кг/м3.

4. Молекулярная масса продуктов сгорания μ = 26 кг/кмоль.

5. Теплоемкость С = 1179 Дж/(кг⋅К).

6. Коэффициент теплопроводности λ = 1,2 Вт/(м⋅К).

7. Коэффициент линейного расширения α = 3,3⋅10-4 1/К.

8. Минимальное давление устойчивого давления *рmin* ≤ 14 кПа.

9. Эксплуатационный интервал температур 220 К – 323 К.

10. Способ изготовления заряда - свободное литье.

2.2 Выбор формы заряда

Выбор формы заряда непосредственно влияет на внутри и внешнебаллистические характеристики ЛА, а также на соответствие параметров РДТТ данным тактико- технического задания.

Основные требования к заряду ТТ заключается в следующем:

* Форма заряда должна обеспечивать заданное изменение тяги или внутрикамерного давления по времени.
* Заряд должен максимально теплоизолировать стенки КС в процессе работы.
* Форма должна обеспечивать оптимально удлинение корпуса ракеты для данного класса.
* Обеспечение оптимального расположения узлов воспламенения.
* Форма заряда должна быть технологичной.
* Коэффициент заполнения камеры топливом должен быть максимальным.

Для обеспечения относительного постоянства давления и высокого коэффициента заполнения была выбрана канально-щелевая форма заряда, используемая в прототипе изделия, геометрические размеры заряда подобраны с учетом вышеприведенных требований.

2.3 Расчет внутрибаллистических характеристик

Для получения основных параметров РДТТ необходимо произвести расчёт внутрибаллистических характеристик.

По указанным в задании на проект данным определяются начальные газодинамические параметры:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |
|  |  |  |
|  |  |  |

Комплекс:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Потребный удельный импульс:

Принимаем коэффициент, учитывающий потери энергии на нагрев стенок КС и на неполноту сгорания твёрдого топлива .

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Потребный средний расход:

Площадь критического сечения:

Принимаем коэффициент потерь расхода сопла .

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |
|  | Примем , т.к. имеет место выгорание материала в критическом сечении |  |

Диаметр и площадь выходного сечения согласно габаритным ограничениям:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |
|  |  |  |

Потребная средняя скорость горения топлива:

Потребная средняя площадь горения:

Далее необходимо рассчитать внутребаллистические характеристики во время работы РДТТ. Для этого с помощью 3D модели заряда рассчитывается площадь горения с шагом по сгоревшему своду равному и из полученного массива данных рассчитываются необходимые характеристики: давление в камере сгорания, тяга двигателя, скорость горения топлив, а также время необходимое для сгорания топлива толщиной размером

Эти характеристики рассчитываются по следующим соотношениям:

1. Давление в камере сгорания

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  | Где, , примем |  |

1. Скорость горения

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

1. Время работы

Значение времени работы при данной величине сгоревшего свода определяется по формуле:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

1. Тяга

Значение тяги и ее изменение по времени определяется по формуле:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  | Где, , примем |  |

Для каждого расчёта, соответствующего определенному своду и проведенные аналогично, результаты сводятся в форме таблицы параметров

Таблица 3. Зависимости площади горения, давления, скорости горения, времени работы и тяги от свода

| *e*, мм | *F*г, м2 | *p*к, МПа | *u*г, мм/с | *t*р, с | *P*, кН |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 0 | 1,804 | 7,36 | 11,28 | 0,44 | 93,8 |
| 5 | 1,872 | 7,72 | 11,42 | 0,88 | 98,9 |
| 10 | 1,939 | 8,08 | 11,55 | 1,31 | 104,0 |
| 15 | 2,007 | 8,44 | 11,69 | 1,74 | 109,3 |
| 20 | 2,075 | 8,81 | 11,82 | 2,16 | 114,6 |
| 25 | 2,143 | 9,18 | 11,95 | 2,58 | 119,9 |
| 30 | 2,211 | 9,56 | 12,07 | 3,00 | 125,3 |
| 35 | 2,279 | 9,94 | 12,19 | 3,41 | 130,8 |
| 40 | 2,347 | 10,32 | 12,31 | 3,81 | 136,3 |
| 45 | 2,415 | 10,70 | 12,43 | 4,22 | 141,8 |
| 50 | 2,447 | 10,87 | 12,48 | 4,62 | 144,4 |
| 55 | 2,471 | 10,99 | 12,52 | 5,02 | 146,3 |
| 60 | 2,494 | 11,10 | 12,55 | 5,41 | 148,2 |
| 65 | 2,518 | 11,23 | 12,59 | 5,81 | 150,1 |
| 70 | 2,541 | 11,34 | 12,62 | 6,21 | 152,0 |
| 75 | 2,565 | 11,46 | 12,66 | 6,60 | 153,9 |
| 80 | 2,589 | 11,58 | 12,69 | 7,00 | 155,8 |
| 85 | 2,612 | 11,70 | 12,72 | 7,39 | 157,7 |
| 90 | 2,636 | 11,82 | 12,76 | 7,78 | 159,7 |
| 95 | 2,647 | 11,86 | 12,77 | 8,17 | 160,5 |
| 100 | 2,639 | 11,79 | 12,75 | 8,57 | 159,7 |
| 105 | 2,63 | 11,71 | 12,73 | 8,96 | 158,8 |
| 110 | 2,622 | 11,64 | 12,71 | 9,35 | 158,1 |
| 115 | 2,614 | 11,57 | 12,69 | 9,75 | 157,3 |
| 120 | 2,606 | 11,49 | 12,66 | 10,14 | 156,5 |
| 125 | 2,598 | 11,42 | 12,64 | 10,54 | 155,7 |
| 130 | 2,589 | 11,35 | 12,62 | 10,93 | 154,9 |
| 135 | 2,581 | 11,28 | 12,60 | 11,33 | 154,1 |
| 140 | 2,573 | 11,21 | 12,58 | 11,73 | 153,3 |
| 145 | 2,565 | 11,13 | 12,56 | 12,12 | 152,5 |
| 150 | 2,557 | 11,07 | 12,54 | 12,52 | 151,8 |
| 155 | 2,549 | 11,00 | 12,52 | 12,92 | 151,0 |
| 160 | 2,542 | 10,93 | 12,50 | 13,32 | 150,3 |
| 165 | 2,534 | 10,86 | 12,48 | 13,72 | 149,5 |
| 170 | 2,527 | 10,80 | 12,46 | 14,12 | 148,8 |
| 175 | 2,52 | 10,74 | 12,44 | 14,53 | 148,2 |
| 180 | 2,513 | 10,68 | 12,42 | 14,93 | 147,5 |
| 185 | 2,506 | 10,61 | 12,40 | 15,33 | 146,8 |
| 190 | 2,499 | 10,55 | 12,39 | 15,74 | 146,1 |
| 195 | 2,492 | 10,49 | 12,37 | 16,14 | 145,4 |
| 200 | 2,485 | 10,43 | 12,35 | 16,54 | 144,8 |
| 205 | 2,478 | 10,37 | 12,33 | 16,95 | 144,1 |
| 210 | 2,471 | 10,31 | 12,31 | 17,36 | 143,4 |
| 215 | 2,464 | 10,25 | 12,29 | 17,76 | 142,7 |
| 220 | 2,457 | 10,18 | 12,27 | 18,17 | 142,1 |
| 225 | 2,45 | 10,12 | 12,25 | 18,58 | 141,4 |
| 230 | 2,443 | 10,06 | 12,23 | 18,99 | 140,7 |
| 235 | 2,436 | 10,00 | 12,22 | 19,40 | 140,1 |
| 240 | 2,429 | 9,95 | 12,20 | 19,81 | 139,4 |
| 245 | 1,854 | 6,89 | 11,09 | 20,26 | 94,3 |

2.4 Расчет предельных отклонений параметров

В данном случае следует разделять отклонения параметров на случайные и неслучайные. К случайным относят отклонения из-за разбросов технологических режимов и различных свойств сырья в пределах одной партии, из-за неточного измерения начальной температуры заряда, из-за изменения свойств стенок и условий теплопередачи, из-за разброса площади критического сечения и среза сопла в пределах допуска. Для расчета мы можем объединить все случайные факторы и считать разброс характеристик из-за случайных параметров равным . Тогда:

К неслучайным отклонениям можно отнести отклонения из-за изменения начальной температуры заряда и разгар критического сечения сопла. Разгар критического сечения сопла был учтен при расчете ВБХ, поэтому в следующем расчете не учитывается. Топливо ПХА-3м сохраняет работоспособность при температурах от -50⁰С до +50⁰С.Тогда отклонения из-за изменения начальной температуры заряда рассчитываются следующим образом:

В дальнейшем расчете примем отклонения по давлению в камере сгорания:

Таким образом ВБХ для максимальных отклонений сведены в таблицу, а графики представлены на графическом листе №

Эти характеристики рассчитываются по следующим соотношениям:

1. Давление в камере сгорания

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

1. Скорость горения

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

1. Время работы

Значение времени работы при данной величине сгоревшего свода определяется по формуле:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

1. Тяга

Значение тяги и ее изменение по времени определяется по формуле:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  | Где, , примем |  |

Таблица 3. Зависимости площади горения, давления, скорости горения, времени работы и тяги от свода при двух случаях предельных отклонений

| *e*, мм | *F*г, м2 | MIN | | | | MAX | | | |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| *p*к, МПа | *u*г, мм/с | *t*р, с | *P*, кН | *p*к, МПа | *u*г, мм/с | *t*р, с | *P*, кН |
| 0 | 1,804 | 4,63 | 7,10 | 0,70 | 56,3 | 9,21 | 14,11 | 0,35 | 119,2 |
| 5 | 1,872 | 4,86 | 7,18 | 1,40 | 59,5 | 9,67 | 14,29 | 0,70 | 125,6 |
| 10 | 1,939 | 5,08 | 7,27 | 2,09 | 62,6 | 10,12 | 14,46 | 1,05 | 132,0 |
| 15 | 2,007 | 5,31 | 7,35 | 2,77 | 65,9 | 10,58 | 14,63 | 1,39 | 138,6 |
| 20 | 2,075 | 5,54 | 7,43 | 3,44 | 69,2 | 11,05 | 14,79 | 1,73 | 145,2 |
| 25 | 2,143 | 5,77 | 7,50 | 4,11 | 72,5 | 11,52 | 14,95 | 2,06 | 152,0 |
| 30 | 2,211 | 6,00 | 7,58 | 4,77 | 75,9 | 11,99 | 15,11 | 2,40 | 158,7 |
| 35 | 2,279 | 6,24 | 7,65 | 5,42 | 79,2 | 12,47 | 15,27 | 2,72 | 165,6 |
| 40 | 2,347 | 6,48 | 7,73 | 6,07 | 82,7 | 12,96 | 15,42 | 3,05 | 172,5 |
| 45 | 2,415 | 6,72 | 7,80 | 6,71 | 86,1 | 13,44 | 15,57 | 3,37 | 179,5 |
| 50 | 2,447 | 6,82 | 7,83 | 7,35 | 87,7 | 13,66 | 15,63 | 3,69 | 182,8 |
| 55 | 2,471 | 6,89 | 7,85 | 7,99 | 88,8 | 13,82 | 15,68 | 4,01 | 185,2 |
| 60 | 2,494 | 6,96 | 7,87 | 8,62 | 90,0 | 13,97 | 15,72 | 4,33 | 187,5 |
| 65 | 2,518 | 7,04 | 7,89 | 9,26 | 91,1 | 14,13 | 15,77 | 4,64 | 190,0 |
| 70 | 2,541 | 7,11 | 7,90 | 9,89 | 92,2 | 14,28 | 15,81 | 4,96 | 192,3 |
| 75 | 2,565 | 7,18 | 7,92 | 10,52 | 93,4 | 14,43 | 15,86 | 5,27 | 194,8 |
| 80 | 2,589 | 7,26 | 7,94 | 11,15 | 94,6 | 14,59 | 15,90 | 5,59 | 197,2 |
| 85 | 2,612 | 7,32 | 7,96 | 11,78 | 95,7 | 14,74 | 15,94 | 5,90 | 199,6 |
| 90 | 2,636 | 7,40 | 7,98 | 12,40 | 96,9 | 14,90 | 15,99 | 6,21 | 202,1 |
| 95 | 2,647 | 7,42 | 7,98 | 13,03 | 97,4 | 14,96 | 16,00 | 6,53 | 203,2 |
| 100 | 2,639 | 7,38 | 7,97 | 13,66 | 96,8 | 14,87 | 15,98 | 6,84 | 202,2 |
| 105 | 2,63 | 7,32 | 7,95 | 14,29 | 96,2 | 14,78 | 15,95 | 7,15 | 201,1 |
| 110 | 2,622 | 7,28 | 7,94 | 14,92 | 95,7 | 14,70 | 15,93 | 7,47 | 200,2 |
| 115 | 2,614 | 7,23 | 7,92 | 15,55 | 95,2 | 14,61 | 15,91 | 7,78 | 199,2 |
| 120 | 2,606 | 7,18 | 7,91 | 16,18 | 94,6 | 14,53 | 15,88 | 8,10 | 198,3 |
| 125 | 2,598 | 7,14 | 7,89 | 16,81 | 94,1 | 14,44 | 15,86 | 8,41 | 197,3 |
| 130 | 2,589 | 7,09 | 7,87 | 17,45 | 93,5 | 14,35 | 15,83 | 8,73 | 196,3 |
| 135 | 2,581 | 7,04 | 7,86 | 18,08 | 93,0 | 14,27 | 15,81 | 9,04 | 195,3 |
| 140 | 2,573 | 6,99 | 7,84 | 18,72 | 92,4 | 14,18 | 15,78 | 9,36 | 194,4 |
| 145 | 2,565 | 6,95 | 7,83 | 19,36 | 91,9 | 14,10 | 15,76 | 9,68 | 193,4 |
| 150 | 2,557 | 6,90 | 7,81 | 20,00 | 91,4 | 14,02 | 15,74 | 10,00 | 192,5 |
| 155 | 2,549 | 6,86 | 7,80 | 20,64 | 90,9 | 13,93 | 15,71 | 10,31 | 191,5 |
| 160 | 2,542 | 6,82 | 7,78 | 21,28 | 90,4 | 13,86 | 15,69 | 10,63 | 190,7 |
| 165 | 2,534 | 6,77 | 7,77 | 21,93 | 89,9 | 13,78 | 15,66 | 10,95 | 189,7 |
| 170 | 2,527 | 6,73 | 7,75 | 22,57 | 89,4 | 13,70 | 15,64 | 11,27 | 188,9 |
| 175 | 2,52 | 6,69 | 7,74 | 23,22 | 88,9 | 13,63 | 15,62 | 11,59 | 188,1 |
| 180 | 2,513 | 6,65 | 7,73 | 23,87 | 88,5 | 13,55 | 15,60 | 11,91 | 187,3 |
| 185 | 2,506 | 6,61 | 7,71 | 24,51 | 88,0 | 13,48 | 15,58 | 12,23 | 186,4 |
| 190 | 2,499 | 6,57 | 7,70 | 25,16 | 87,5 | 13,41 | 15,55 | 12,55 | 185,6 |
| 195 | 2,492 | 6,53 | 7,68 | 25,81 | 87,1 | 13,33 | 15,53 | 12,88 | 184,8 |
| 200 | 2,485 | 6,48 | 7,67 | 26,47 | 86,6 | 13,26 | 15,51 | 13,20 | 183,9 |
| 205 | 2,478 | 6,44 | 7,65 | 27,12 | 86,1 | 13,19 | 15,49 | 13,52 | 183,1 |
| 210 | 2,471 | 6,40 | 7,64 | 27,77 | 85,7 | 13,11 | 15,47 | 13,85 | 182,3 |
| 215 | 2,464 | 6,37 | 7,63 | 28,43 | 85,2 | 13,04 | 15,44 | 14,17 | 181,5 |
| 220 | 2,457 | 6,33 | 7,61 | 29,09 | 84,8 | 12,97 | 15,42 | 14,49 | 180,7 |
| 225 | 2,45 | 6,29 | 7,60 | 29,75 | 84,3 | 12,90 | 15,40 | 14,82 | 179,8 |
| 230 | 2,443 | 6,25 | 7,58 | 30,40 | 83,8 | 12,83 | 15,38 | 15,14 | 179,0 |
| 235 | 2,436 | 6,21 | 7,57 | 31,07 | 83,4 | 12,75 | 15,35 | 15,47 | 178,2 |
| 240 | 2,429 | 6,17 | 7,55 | 31,73 | 82,9 | 12,68 | 15,33 | 15,79 | 177,4 |
| 245 | 1,854 | 4,27 | 6,86 | 32,46 | 54,9 | 8,79 | 13,94 | 16,15 | 120,7 |

2.5 Расчет толщины теплозащитного покрытия в камере сгорания

В процессе работы РДТТ элементы конструкции испытывают значительные тепловые нагрузки. Наиболее интенсивное термическое воздействие продуктов сгорания реализуется в камере сгорания и в критическом сечении сопла. Необходим качественный выбор материала и толщины ТЗП, для того чтобы избежать следующих негативных эффектов:

* В нагреве элементов конструкции, как следствие ухудшение прочностных характеристик и возможный перегрев композитного корпуса, при которой разрушается материал;
* Разрушение конструкционных материалов, которые обеспечивают газодинамический профиль сопла, что приводит к изменению критического сечения, искажению профиля сопла, что приводит к изменения геометрической степени расширения сопла;
* Осаждение конденсированной фазы на газодинамический профиль двигателя;

2.6 Выбор материала ТЗП

Исходя из возможных негативных последствий и условий работы камеры сгорания, теплозащитное покрытие должно обеспечить

* Надежную защиту стенки КС от воздействия тепловых потоков;
* Надежную адгезию к корпусу и защитно-крепящему слою;
* Сохранение собственных несущих свойств в условиях упругой деформации и при вибрации – отсутствие разрушения;
* Стабильность свойств при длительном хранении;
* Работоспособность при эрозионном воздействии газового потока.

В качестве материала ТЗП применяется композиционный материал на основе этиленпропилендиеновых каучуков марки 51-2110 ТУ 105 1177-88. Материал обладает сравнительно низкой плотностью, высокой термо-морозо-светоозоностойкостью, высокими теплозащитными свойствами при воздействии продуктов сгорания высокоэнергетических топлив при высокой скорости газового потока.

Данный материал обладает следующими характеристиками:

* Плотность материала покрытия г/см3;
* Удельная теплоемкость покрытия *Cp.п* = 2650,0 Дж/кгК;
* Коэффициент теплопроводности Вт/мК;
* Температура стенки (соответствует температуре пиролиза) *Tw* = 2500 К;
* Полная энтальпия материала покрытия Дж/кг;
* Массовое содержание связующего ;
* Удельная теплота абляции материала *Q*п = 3 106 Дж/кг;

2.7 Расчет тепловых потоков и определение необходимой толщины ТЗП

Расчет тепловых потоков проводится по методике В.С. Авдуевского. С помощью этого метода исследуются характерные зоны камеры сгорания: Переднее днище, обечайка, заднее днище. Проведем расчет для заднего днища, имея следующие начальные условия для расчета:

Максимальная температура в КС

Газовая постоянная *R* = 320 Дж/кгК

Массовая доля конденсированных частиц *z*к = 0,33;

Число Прандтля ;

Наружный диаметр заряда ТРТ *d*н = 0,634 м;

Показатель адиабаты *k* = 1,15;

Задаемся эквивалентным размером области

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Примем характерное число Маха течения газа в области заднего днища *M* = 0,5.

Время взаимодействия ПС со стенкой камеры соответствует времени работы РДТТ.

Скорость потока газа:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Статическая температура ПС в районе заднего днища:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Коэффициент восстановления температуры:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Температура и полная энтальпия ПС на адиабатической стенке:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |
|  |  |  |

Энтальпия и плотность ПС при температуре стенки *Tw*:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |
|  |  |  |

Значение числа Рейнольдса и Прандтля у стенки:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |
|  |  |  |

Значение числа Стантона на идеальной стенке:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Значение числа Стантона для реальных условий:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Коэффициент, учитывающий вдув газа в результате разложения газа *k*в = 0,9;

Коэффициент, учитывающий шероховатость стенки  
;

Коэффициент, учитывающий влияние конденсированных частиц ПС  
;

Подставив значения рассчитаных величин в соотношении для определения числа Стантона для данной зоны.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Плотность конвективного теплового потока к стенке камеры сгорания:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |
|  |  |  |

Из результатов термодинамического расчета находим мольные концентрации молекул воды *C*Н2О = 1,43 моль/кг и углекислого газа *C*СО2 = 0,109 моль/кг. Парциальные давление указанных молекул рассчитаем с использованием значения молекулярной массы газообразных продуктов сгорания μг = 17,3 , г/моль по зависимостям:

|  |
| --- |
|  |
|  |

Далее характерный диаметр излучающего объёма *D*э принимается равным характерному размеру зоны заднего днища *d*э, определим среднюю длину пути луча

Далее по номограммам находим интегральные излучательные способности трехатомных молекул и газообразных ПС в целом. Получим:

Также мы можем принять излучательную способность стенки

Будем считать, что плотность конденсированной фазы составляет   
ρк.ф = 2200 кг/м3. Среднемассовый диаметр конденсированных частиц ПС определяем по выражению

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |
|  |  |  |

Тогда эффективный коэффициент ослабления луча в продуктах сгорания и величина εПС равны:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |
|  |  |  |
|  |  |  |

Определим плотность радиационного теплового потока:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Скорость уноса массы материала ТЗП рассчитываем в предположении равенства начальной температуры ТЗП Тп0 = 293 К:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

;

Примем, что максимально допустимая температура силовой оболочки выполненной, из жаропрочной стали под материалом ТЗП равна   
*Т*м = 1000 К. Тогда с учетом определенных выше значений необходимую толщину слоя абляционного ТЗП рассчитываем по формуле:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Аналогичным образом можно рассчитать потребные значения толщин ТЗП в других характерных зонах камеры сгорания РДТТ. При этом следует изменять определяющие параметры потока, в частности скорость.

2.8 Требования, предъявляемые к корпусу ракетного двигателя, выбор материала корпуса

Корпус РДТТ – часть РДТТ, предназначенная для образования КС, размещения заряда ТРТ, монтажа узлов и агрегатов, а также для соединения РДТТ с летательным аппаратом.

Так как одной из особенностей РДТТ является то, что корпус двигателя одновременно является и корпусом, и «баком», и камерой сгорания, то к нему выдвигаются ряд требований:

* Обеспечение внутри него заряда ТРТ, причем согласно форме, полученной при расчёте внутренней баллистики;
* Должен выдерживать внутренние нагрузки, которые обусловлены рабочим процессом;
* Корпус должен быть спроектирован так, чтобы в системе корпус-заряд возникало минимальное количество возмущений;
* Конструкция должна быть оптимальной с точки зрения интеграции в состав подвижного аппарата;
* Конструкция должна быть технологична;
* Минимальная масса конструкции.

Также корпус должен учитывать внешние ограничения:

* Условия применения;
* Условия запуска;
* Габариты пусковых установок;
* Все внешние факторы при полёте (аэродинамический нагрев, влага, поражающее воздействие излучения).

Ставятся основные задачи:

* Выбор формы корпуса;
* Выбор материалов;
* Расчёт толщины корпуса;
* Выбор соединений и их расчёт.

2.9 Расчет толщины силовой обечайки корпуса

Значения геометрических характеристик корпуса РДТТ даны по условию, включая днища. Задача состоит в выборе материала корпуса и расчет требуемой толщины корпуса. В ракетной технике для изготовления корпусов чаще всего используют сплав КВК-26

Таблица . Основные характеристики материала КМК-26 силовой оболочки корпуса

|  |  |
| --- | --- |
| Параметр, размерность | Значение |
| Ст. 03Х11Н-10М2Т2-ВД | |
| Предел текучести при растяжении , МПа | 1180 |
| Плотность, кг/м3 | 7,83 |
| Относительное удлинение, % | 14 |
| Потребная толщина обечайки, мм | 2,1 |

Камера представляет собой полый цилиндр, с толщиной стенки .

Цилиндрическая часть камеры испытывает от давления газов двуосное напряжённое состояние:

- напряжение в окружном направлении

- напряжение в осевом направлении.

Из сравнения формул видим, что .

Число сочетаний между значениями и может быть бесчисленным множеством. Поэтому при наличии сложного напряжённого состояния используется теория эквивалентных напряжений, когда двуосное напряжённое состояние приводится к одноосному состоянию. Использование эквивалентных напряжений позволяет уменьшить количество экспериментальных данных и упростить оценку прочности рассчитываемых деталей, работающих при сложном напряжённом состоянии.

Для оценки запаса прочности наружной стенки используем энергетическую теорию прочности, согласно которой

;



В связи с этим можно оценить толщину наружной стенки только по напряжениям в окружном направлении, то есть оболочка камеры может рассматриваться с одноосным напряжением.

Поэтому толщина стенки определяется по следующей формуле

где - коэффициент запаса прочности,

мм- внешний диаметр камеры сгорания,

- максимальное давление в

Тогда толщина стенки камеры:

Таким образом, получили толщину стенки камеры, исходя из условия обеспечения прочности, принимаем 3 мм

2.10 Расчет разъемных соединений

Для монтажа воспламенительного устройства и соплового блока на данной конструкции используется болтовое соединение. Расчет проводится с целью определения основных размеров соединительных элементов. Исходными данными для расчета являются:

* Максимальное давление в КС –
* Материал болта – сталь 40ХН;
* Предел прочности –
* Радиус установки болтов на переднем днище  
  ;
* Радиус установки болтов на заднем днище  
  ;
* Наружный диаметр резьбы болтов:

Усилие, раскрывающее соединение:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Сила затяжки из условия нераскрытия стыка:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Здесь – коэффициент запаса нераскрытия стыка, – коэффициент основной нагрузки, который при установке жестких уплотнительных прокладок может быть принят из диапазона , а при использовании мягких – из диапазона .

Величина нагрузки , действующая на один болт, определяется усилием затяжки и усилием за счет силы, раскрывающей соединение:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Напряжения, возникающие в болте, определяются по формуле:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

где – коэффициент запаса прочности.

Используя приведённые выше формулы, определим количество шпилек из уравнения:

Таким образом получим:

;

=47,722;

Окончательно принимаем:

;

.

2.11 Проектирование и расчет воспламенительного устройства

Основным назначением системы воспламенения топливного заряда РДТТ при выполнении совокупности требований:

- обеспечение заданного времени задержки воспламенения и выхода на

квазистационарный режим работы;

- обеспечение заданной скорости нарастания давления в камере сгорания

при выходе на режим; отсутствие “забросов” давления при воспламенении установленный предел;

Основными задачами при проектировании являются:

1. Выбор способа воспламенения;
2. Выбор конструктивной схемы системы воспламенения и ее

пространственное размещение в камере сгорания двигателя;

1. Выбор марки воспламенительного состава и материалов корпусных

деталей;

1. Определение массовых, геометрических параметров системы

воспламенения.

Выбранный воспламенитель выполнен генераторного типа, имеет в корпусе заряд в виде запрессованных таблеток из пиротехнического состава. Данный тип воспламенительного устройства позволяет распределить продукты сгорания воспламенительного состава оптимальным образом по заряду, имеющее значительное удлинение и относительно узкий канал. Воспламенитель состоит из обрезиненного перфорированного корпуса цилиндрической формы, снаряженного пятью, разделенными пиротехническими таблетками и крышки. В качестве усилителя используется тот же пиротехнический состав, но помещенный россыпью в перкалиевый мешочек.

Газовыходные отверстия на корпусе воспламенителя и отверстия для соединения с газоводом от пиропатронов заглушены до начала работы алюминиевыми мембранами.

Для обеспечения надежного срабатывания, задействуется от 2 пиропатронов.

Воспламенитель размещается в окрестности переднего днища, поскольку при этом продукты сгорания воспламенительного состава при перемещении к соплу омывают большую часть поверхности твердого топлива.

В качестве воспламнительного состава используется пиротехнический состав марки Б-20СН. Некоторые его характеристики приведены ниже

Время работы воспламенителя для РДТТ:

с

Для воспламенения используем пиротехнический состав Б–20СН, так как у него большая температура продуктов сгорания и большее количество конденсированной фазы в продуктах сгорания.

Удельные теплоемкости:

Коэффициент теплопроводности:

Полная энтальпия:

Относительная массовая концентрация конденсированной фазы:

Газовая постоянная продуктов сгорания воспламенителя:

Температура продуктов сгорания воспламенителя:

Давление, которое должен обеспечить воспламенитель:

Плотность продуктов сгорания воспламенителя:

Свободный объем в камере:

Масса воспламенителя:

Масса воспламенителя в расчете на 1 м2 поверхности горения:

Принимаем массу воспламенителя:

Массовый расход воспламенителя:

2.12 Расчет и проектирование соплового блока

Сопло – это часть РДТТ, образующая канал переменного сечения, в котором осуществляется преобразование тепловой энергии топлива в кинетическую энергию истекающей струи ПС, основным назначением которого является создание тяги.

1. На сопло воздействуют следующие нагрузки:
2. Тепловое воздействие
3. Скоростной напор
4. Механическое воздействие
5. Химическое взаимодействие ПС с конструкционными материалами
6. Эрозионное воздействие двухфазного потока на трансзвуковую часть сопла
7. Внешнее воздействие

С учетом основного предназначения сопла и особенностей нагрузок качество профилирования контура сопла определяет массово-габаритные и тягово-импульсные характеристики, как двигательной установки, так и летательного аппарата в целом. Поэтому проектирование соплового блока является одним из основных вопросов, для решения которого необходимо выполнить ряд задач:

1. Выбор типа сопла, расчет геометрических размеров характерных сечений.
2. Определение необходимости регулирования тяги РДТТ.
3. Построение геометрического профиля сужающейся, трансзвуковой и расширяющейся частей сопла.
4. Определение потерь удельного импульса и расчет действительных характеристик РДТТ.
5. Конструкционная проработка соплового блока.
6. Учет влияния сопла на другие узлы и агрегаты.

Требования, предъявляемые к соплу РДТТ:

1. Сопловой блок должен выдерживать все факторы рабочего процесса: давление, температура, воздействие конденсированной фазы, воздействие космического излучения и др.
2. Сопловой блок должен удовлетворять эксплуатационным требованиям (удобство транспортировки, возможность управления вектором тяги и др.).
3. Сопловой блок должен обеспечивать минимальность осевых габаритов двигателя.
4. Сопловой блок должен быть технологичным в изготовлении.

Профилирование сужающейся части сопла

В настоящее время в конструкциях РДТТ используются сопла, у которых сужающаяся и трансзвуковая части располагаются в районе камеры сгорания – так называемые утопленные сопла. Профилирование профиля утопленной части сопла может выполняться поверхностью, образованной вращением эллипса с полуосями  и  относительно оси сопла.

Причем:

Для уменьшения эрозии сопла входное сечение выполняется в соответствии с рекомендацией:

Тогда:

Профилирование трансзвуковой части сопла

Неоптимальный профиль критического сечения сопла, как и неверный профиль сужающейся части, может привести к возникновению системы скачков уплотнения, которые снижают энергетические характеристики соплового блока в целом.

Минимальную длину обеспечивает сверхзвуковой профиль с угловой точкой, в котором сопряжение дозвукового и сверхзвукового участков сопла выполнено с изломом.

Профилирование сверхзвуковой части сопла

Сверхзвуковая часть сопла выполнена в конической форме для упрощения технологии изготовления соплового раструба из композитного материала. В силу того, что двигатель работает короткое время, рациональным является повышение потерь за счет значительного снижения стоимости производства.

Диаметр среза сопла ограничивается калибром ракеты и составляет



2.13 Расчет параметров конвективного теплового потока по длине сопла

Расчет тепловых потоков проводится по методике В.С. Авдуевского.

С помощью программного комплекса TERRA находятся параметры потока в следующих сечениях. Расчетная схема представлена в виде эскиза сопла и расчетных сечений, частота расположения которых определяется интенсивностью изменения параметров течения. Начало продольной координаты расположено в минимальном сечении сопла. Расчет ведется вдоль криволинейной координаты которая совпадает с контуром сопла. Ее значения определены графически

При решении тепловых задач используются два подхода: полуэмпирическое решение по дифференциальным уравнениям пограничного слоя в интегральных параметрах и решение по феноменологическим моделям, полученным эмпирическим или полуэмпирическим путем и представляемых алгебраическими формулами в обобщенных переменных (критериальными формулами).

Чаще всего в расчетах РДТТ применяется модель В.С. Авдуевского, полученная для плоской непроницаемой пластины или цилиндра:

,

,

,

,

,

,

,



где  число Стантона (безразмерный коэффициент теплоотдачи);  число Рейнольдса;  число Прандтля;  функциональная поправка на переменность свойств потока по толщине пограничного слоя;  функциональная поправка на сжимаемость потока;  коэффициент восстановления температуры на адиабатической стенке;  энтальпия восстановления на адиабатической стенке;  температура восстановления на адиабатической стенке.

Подстрочный индекс  указывает на то, что данная величина определяется по температуре газа на стенке, индекс  – что величина определяется по температуре адиабатической стенки.

Плотность ПС в расчетных сечениях при  определяется с помощью уравнения состояния в допущении постоянства по сечению давления и газовой постоянной:

Остальные свойства газового потока при температуре  берутся из таблицы свойств продуктов сгорания путем аппроксимации.

Неизвестная априори температура стенки на границе контакта с рабочим телом принимается исходя из практики применяемых материалов теплозащиты, и может быть условно оценена величиной температурного фактора:

Действительная температура стенки может быть найдена только из решения задачи теплопроводности в сопряженной области – стенке.

Значение числа Стантона для реальных условий:

.

Коэффициент теплоотдачи  определяется по значению числа Стантона:



Плотность конвективного теплового потока:

.

Результаты расчета приведены в приложении

2.14 Расчет параметров радиационного теплового потока по длине сопла

Радиационный тепловой поток к поверхности сопла РДТТ складывается из излучения трехатомных газов и конденсированных частиц, находящихся в продуктах сгорания твердого топлива.

Плотность радиационного теплового потока:

где – степень черноты стенки; – интегральная степень черноты многофазной среды; – постоянная Стефана-Больцмана.

Основное значение имеет излучение трехатомных газов, а именно . Из результатов термодинамического расчета находим мольные концентрации молекул воды и углекислого газа . Парциальные давления указанных газов рассчитываем с использованием значения молекулярной массы продуктов сгорания по следующим зависимостям:

Далее, принимая характерный диаметр излучающего объема, равным характерному размеру зоны, определяем среднюю длину пути луча:

Будем считать, что плотность конденсированной фазы составляет .

Среднемассовый диаметр конденсированных частиц ПС:

Эффективный коэффициент ослабления луча в продуктах сгорания и величина :

Интегральная степень черноты многофазной среды:

Результаты расчетов приведены в приложении

Суммарный тепловой поток по длине сопла:

.

Результаты представлены в таблице 8.

Таблица 8 – Конвективный, радиационный и суммарный тепловые потоки

| Координта х, мм |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| -101,03 | 0,00 | 1,85 | 1,85 |
| -97,98 | 0,00 | 1,84 | 1,84 |
| -87,73 | 7,13 | 1,82 | 8,96 |
| -78,46 | 8,07 | 1,79 | 9,86 |
| -71,41 | 8,82 | 1,76 | 10,59 |
| -64,99 | 9,44 | 1,73 | 11,17 |
| -60,00 | 9,91 | 1,70 | 11,62 |
| -54,26 | 10,33 | 1,67 | 12,00 |
| -47,50 | 10,62 | 1,64 | 12,27 |
| -43,80 | 10,83 | 1,61 | 12,45 |
| -39,47 | 11,06 | 1,58 | 12,64 |
| -35,36 | 11,23 | 1,55 | 12,78 |
| -31,41 | 11,36 | 1,52 | 12,88 |
| -27,65 | 11,46 | 1,49 | 12,95 |
| -23,99 | 11,53 | 1,46 | 12,99 |
| -20,48 | 11,57 | 1,43 | 13,00 |
| -18,78 | 11,59 | 1,40 | 12,99 |
| -17,03 | 11,59 | 1,38 | 12,97 |
| -15,32 | 11,59 | 1,37 | 12,95 |
| -13,68 | 11,57 | 1,35 | 12,92 |
| -11,98 | 11,56 | 1,33 | 12,89 |
| -10,38 | 11,53 | 1,32 | 12,85 |
| -8,71 | 11,51 | 1,30 | 12,81 |
| -6,92 | 11,48 | 1,29 | 12,76 |
| -5,29 | 11,42 | 1,27 | 12,69 |
| -3,46 | 11,38 | 1,25 | 12,63 |
| -1,99 | 11,33 | 1,24 | 12,57 |
| -1,06 | 11,29 | 1,22 | 12,51 |
| 0,00 | 11,25 | 1,21 | 12,45 |
| 0,003 | 11,21 | 1,20 | 12,41 |
| 0,03 | 11,20 | 1,19 | 12,39 |
| 0,10 | 11,16 | 1,17 | 12,34 |
| 0,19 | 11,12 | 1,16 | 12,28 |
| 0,32 | 11,08 | 1,14 | 12,22 |
| 0,48 | 11,02 | 1,12 | 12,15 |
| 0,68 | 10,97 | 1,11 | 12,08 |
| 0,90 | 10,90 | 1,09 | 12,00 |
| 1,17 | 10,84 | 1,07 | 11,91 |
| 1,46 | 10,77 | 1,06 | 11,83 |
| 1,79 | 10,69 | 1,04 | 11,73 |
| 2,16 | 10,61 | 1,02 | 11,64 |
| 2,56 | 10,53 | 1,01 | 11,54 |
| 3,00 | 10,44 | 0,99 | 11,43 |
| 3,47 | 10,35 | 0,97 | 11,32 |
| 3,99 | 10,24 | 0,96 | 11,20 |
| 4,55 | 10,14 | 0,94 | 11,08 |
| 5,15 | 10,03 | 0,92 | 10,95 |
| 5,79 | 9,91 | 0,90 | 10,82 |
| 6,48 | 9,79 | 0,89 | 10,68 |
| 7,22 | 9,65 | 0,87 | 10,52 |
| 8,01 | 9,52 | 0,85 | 10,37 |
| 8,85 | 9,39 | 0,83 | 10,22 |
| 9,75 | 9,25 | 0,82 | 10,06 |
| 10,71 | 9,11 | 0,80 | 9,91 |
| 11,73 | 8,96 | 0,78 | 9,74 |
| 12,82 | 8,81 | 0,76 | 9,57 |
| 13,98 | 8,66 | 0,74 | 9,40 |
| 15,22 | 8,49 | 0,72 | 9,22 |
| 16,54 | 8,32 | 0,71 | 9,02 |
| 17,96 | 8,13 | 0,69 | 8,82 |
| 19,47 | 7,95 | 0,67 | 8,62 |
| 21,08 | 7,77 | 0,65 | 8,42 |
| 22,82 | 7,59 | 0,63 | 8,22 |
| 24,68 | 7,40 | 0,61 | 8,01 |
| 26,68 | 7,19 | 0,59 | 7,78 |
| 28,84 | 6,97 | 0,57 | 7,54 |
| 31,17 | 6,75 | 0,55 | 7,30 |
| 33,69 | 6,54 | 0,53 | 7,07 |
| 36,44 | 6,32 | 0,51 | 6,83 |
| 39,43 | 6,08 | 0,49 | 6,56 |
| 42,71 | 5,82 | 0,47 | 6,29 |
| 46,32 | 5,54 | 0,45 | 5,99 |
| 50,31 | 5,25 | 0,42 | 5,67 |
| 54,75 | 4,98 | 0,40 | 5,39 |
| 59,74 | 4,72 | 0,38 | 5,10 |
| 65,38 | 4,88 | 0,36 | 5,23 |
| 71,82 | 4,31 | 0,33 | 4,64 |
| 80,27 | 4,00 | 0,16 | 4,16 |
| 91,06 | 3,69 | -0,01 | 3,68 |
| 104,06 | 3,37 | -0,15 | 3,22 |
| 120,15 | 3,04 | -0,26 | 2,78 |
| 138,08 | 2,69 | -0,33 | 2,36 |
| 160,57 | 2,32 | -0,37 | 1,95 |
| 192,76 | 1,93 | -0,37 | 1,56 |
| 244,98 | 1,52 | -0,34 | 1,18 |
| 356,55 | 1,08 | -0,27 | 0,81 |
| 459,10 | 0,59 | -0,15 | 0,44 |

* 1. Расчет потерь удельного импульса

Общее значение потерь в сопловом блоке определяется с помощью коэффициента:

Коэффициент определяется экспериментально. Теоретический расчет не представляется возможным. Но, учитывая, что при расчетах был принят коэффициент несовершенства внутрикамерных процессов :

Коэффициент  может быть рассчитан аналитически:

Где - различные коэффициенты потерь

Потери удельного импульса можно разделить на ряд составляющих:

,

где потери удельного импульса из-за рассеяния потока; потери удельного импульса из-за трения потока; потери из-за наличия в ПС конденсированной фазы; потери из-за химической неравновесности.

Потери удельного импульса из-за трения потока:

Коэффициент трения *Cf* определяется по соотношения В. С. Авдуевского:



Гдекоэффициент трения, рассчитанный без учёта сжимаемости для параметров потока вне пограничного слоя (для технически гладких поверхностей

*k –* показатель адиабаты;

число Маха на j-м участке:

температура рабочего тела вне пограничного слоя наj-м участке;

Суммарная сила трения:

Таблица . Характеристики участков расширяющейся части сопла для расчета потерь

| Номер участка, *j* |  |  | *W*, м/с |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 1 | 0,0611 | 4,55 | 1217,12 | 7,11E-11 | 0,00 |
| 2 | 0,0610 | 4,48 | 1235,17 | 5,40E-10 | 0,00 |
| 3 | 0,0609 | 4,41 | 1253,24 | 2,30E-09 | 0,00 |
| 4 | 0,0608 | 4,34 | 1271,35 | 5,29E-09 | 0,00 |
| 5 | 0,0607 | 4,27 | 1289,49 | 9,59E-09 | 0,00 |
| 6 | 0,0607 | 4,20 | 1307,68 | 1,51E-08 | 0,01 |
| 7 | 0,0606 | 4,13 | 1325,92 | 2,18E-08 | 0,01 |
| 8 | 0,0605 | 4,05 | 1344,23 | 2,99E-08 | 0,01 |
| 9 | 0,0604 | 3,98 | 1362,62 | 3,96E-08 | 0,02 |
| 10 | 0,0603 | 3,91 | 1381,09 | 5,04E-08 | 0,02 |
| 11 | 0,0602 | 3,84 | 1399,66 | 6,28E-08 | 0,03 |
| 12 | 0,0601 | 3,77 | 1418,33 | 7,73E-08 | 0,03 |
| 13 | 0,0600 | 3,69 | 1437,11 | 9,31E-08 | 0,04 |
| 14 | 0,0599 | 3,62 | 1456,02 | 1,11E-07 | 0,05 |
| 15 | 0,0598 | 3,55 | 1475,07 | 1,32E-07 | 0,06 |
| 16 | 0,0597 | 3,47 | 1494,27 | 1,54E-07 | 0,07 |
| 17 | 0,0596 | 3,40 | 1513,62 | 1,79E-07 | 0,08 |
| 18 | 0,0595 | 3,32 | 1533,15 | 2,08E-07 | 0,10 |
| 19 | 0,0594 | 3,25 | 1552,86 | 2,40E-07 | 0,11 |
| 20 | 0,0593 | 3,18 | 1572,78 | 2,75E-07 | 0,13 |
| 21 | 0,0592 | 3,10 | 1592,91 | 3,15E-07 | 0,15 |
| 22 | 0,0591 | 3,03 | 1613,27 | 3,60E-07 | 0,17 |
| 23 | 0,0590 | 2,95 | 1633,88 | 4,10E-07 | 0,19 |
| 24 | 0,0589 | 2,88 | 1654,76 | 4,67E-07 | 0,22 |
| 25 | 0,0587 | 2,80 | 1675,93 | 5,31E-07 | 0,25 |
| 26 | 0,0586 | 2,72 | 1697,40 | 6,03E-07 | 0,28 |
| 27 | 0,0585 | 2,65 | 1719,21 | 6,86E-07 | 0,31 |
| 28 | 0,0583 | 2,57 | 1741,37 | 7,79E-07 | 0,36 |
| 29 | 0,0582 | 2,49 | 1763,92 | 8,87E-07 | 0,40 |
| 30 | 0,0581 | 2,41 | 1786,88 | 1,01E-06 | 0,46 |
| 31 | 0,0579 | 2,34 | 1810,28 | 1,15E-06 | 0,52 |
| 32 | 0,0577 | 2,26 | 1834,17 | 1,32E-06 | 0,58 |
| 33 | 0,0576 | 2,18 | 1858,58 | 1,51E-06 | 0,66 |
| 34 | 0,0574 | 2,10 | 1883,55 | 1,74E-06 | 0,75 |
| 35 | 0,0572 | 4,62 | 1909,15 | 2,00E-06 | 0,85 |
| 36 | 0,0571 | 2,02 | 1935,41 | 2,32E-06 | 0,97 |
| 37 | 0,0569 | 1,94 | 1935,41 | 2,69E-06 | 1,11 |
| 38 | 0,0567 | 1,86 | 1962,42 | 3,14E-06 | 1,27 |
| 39 | 0,0565 | 1,78 | 1990,23 | 3,69E-06 | 1,47 |
| 40 | 0,0563 | 1,70 | 2018,93 | 4,35E-06 | 1,69 |
| 41 | 0,0560 | 1,61 | 2048,63 | 5,18E-06 | 1,97 |
| 42 | 0,0558 | 1,53 | 2079,43 | 6,21E-06 | 2,30 |
| 43 | 0,0555 | 1,45 | 2111,46 | 7,52E-06 | 2,70 |
| 44 | 0,0552 | 1,36 | 2144,88 | 9,21E-06 | 3,19 |
| 45 | 0,0549 | 1,28 | 2179,88 | 1,14E-05 | 3,81 |
| 46 | 0,0546 | 1,19 | 2216,70 | 1,44E-05 | 4,60 |
| 47 | 0,0543 | 1,11 | 2255,62 | 1,84E-05 | 5,61 |
| 48 | 0,0539 | 1,02 | 2297,01 | 2,40E-05 | 6,95 |
| 49 | 0,0502 | 0,93 | 2341,33 | 4,13E-05 | 10,55 |
| 50 | 0,0498 | 0,84 | 2389,21 | 6,73E-05 | 16,03 |
| 51 | 0,0493 | 0,75 | 2441,50 | 9,77E-05 | 21,43 |
| 52 | 0,0488 | 0,65 | 2499,42 | 1,49E-04 | 29,74 |
| 53 | 0,0517 | 0,56 | 2564,80 | 1,86E-04 | 35,22 |
| 54 | 0,0509 | 0,46 | 2640,63 | 2,92E-04 | 47,59 |
| 55 | 0,0498 | 0,36 | 2732,24 | 5,99E-04 | 79,50 |
| 56 | 0,0482 | 0,25 | 2851,01 | 1,58E-03 | 155,17 |
| 57 | 0,0456 | 0,14 | 3030,46 | 7,19E-03 | 413,83 |
| 58 | 0,0437 | 0,09 | 3145,05 | 6,08E-03 | 233,12 |

Суммарная сила трения:

Потери удельного импульса из-за рассеяния потока:



Потери удельного импульса из-за наличия конденсированной фазы:

где – среднемассовый диаметр частиц.

Потери из-за химической неравновесности:

Коэффициент потерь :

2.16 Расчет на прочность заряда СТРТ

Расчет заряда на прочность состоит из следующих этапов:

1. Установление зон, напряжения в которых могут достигать опасных уровней
2. Определение максимальных значений напряжений
3. Сравнение возникающих напряжений с предельно допустимыми и определение коэффициента запаса

Физико-механические свойства топлива приведены в таблице

Таблица. Физико-механические свойства топлива

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| ,МПа | , МПа | *E,* МПа |  |  | μ |
| 5 | 30 | 20 | 0,25 | 0,00047 | 0,41 |

Для расчета на прочность приняты следующие допущения

1. Обечайка и ЗКС абсолютно жесткие
2. Материал заряда упругий и изотропный

Расчет заряда на прочность проводится в программном комплексе NX Advanced Simulation

Заряд нагружается внутрикамерным давлением , а также перегрузкой равной 5*g*.

Результаты расчета приведены на рисунке

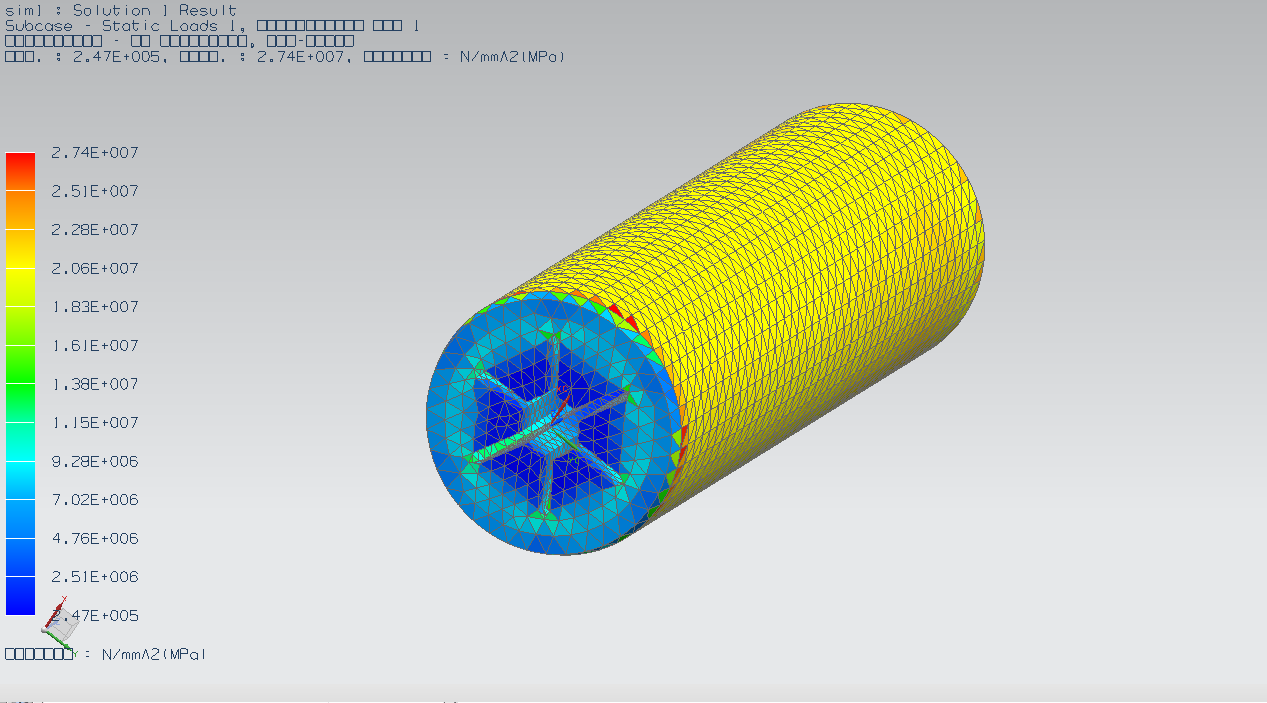


Рисунок. Из результатов расчета видно, что с такими значительными перегрузками не достигается допустимое значение напряжений.

2.17 Расчет управляющей силы газового руля

Газовые рули являются наиболее простыми устройством для управления вектора тяги. Газовый руль представляет собой профилированную пластину, которая консольно на оси устанавливается на оси в газовом потоке. При использовании газового руля управляющая сила создается при обтекании профиля в результате разности давлений на различных участках поверхностей рулей.

Достоинством является конструктивная простота. Недостаткам является большие потери осевой тяги, а также значительная активная эррозия при использовании газовых рулей.

Исходя из допущений, что поток продуктов сгорания топлива на выходе из сопла принимается равномерным, а влияние щели между консолью руля и стенками сопла, пограничного слоя у стенок сопла а также профиля и формы руля в плане на подъемную силу учитывается косвенно с помощью эмпирического коэффициента , а также считая, что передняя кромка рулей сверхзвуковая, то подъемную силу и лобовое сопротивления определяют по формуле:

Где скоростной напор в выходном сечении сопла

площадь консолей рулей

угол поворота рулей

статическая производная коэффициента подъемной силы рулей по углу их поворота

коэффициент лобового сопротивления рулей

Так как принимаем [органы управления]

удлиннение руля

относительное удлинение профиля руля

угол поворота руля в радианах

коэффициент, учитывающий форму профиля

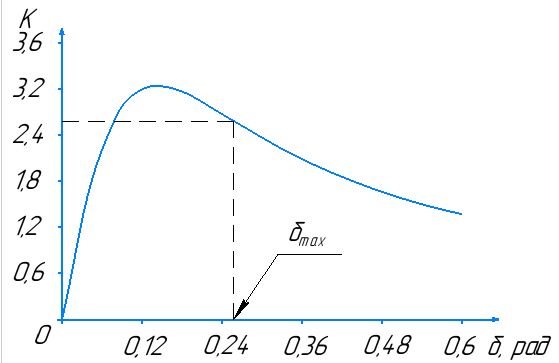
Тогда

тогда подъемную силу и лобовое сопротивления будет:

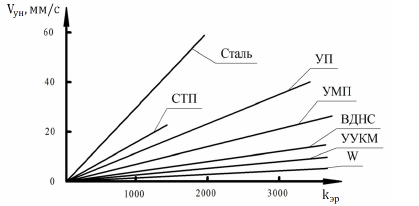
Так как мы имеем 2 газовых руля в одной плоскости, управляющее усилие и лобовое сопротивление составит :

Тогда коэффициент качества системы управление будет составлять:

Зависимость коэффициента качества системы управления представлена на рисунке



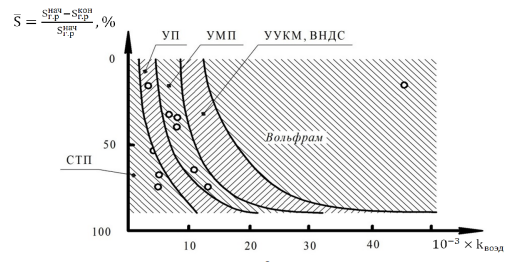
Так же при работе двигателя имеет место унос материала с передней кромки и поверхности газового руля. Этот унос нужно учитывать при выборе материала и размера газового руля. На рисунке представлены эмпирические зависимости скорости уноса материала газового руля с передней кромки для разных материалов[киберленинка патент].



Где – скорость уноса материала передней кромки газового руля, – критериальный показатель, значение которого определяет эррозионное воздействия продуктов сгорания на кромку газового руля;

СТП – стеклопластик, УП, УМП – углепластик, ВНДС – вольфрам-никелевый сплав, УУКМ – углерод-углеродный композитный материал, W – вольфрам.

На рисунке представлены области применения различных материалов конструкции



Где- начальная площадь газового руля, – конечная площадь газового руля, - коэффициент воздействия продуктов сгорания

Для построения зависимости управляющего усилия от времени работы двигателя, необходимо выбрать материал руля и получить значение скорости уноса. Для этого определяется критериальный показатель:

ВЫВОДЫ

В конструкторской части выпускной квалификационной работы представлены результаты проектирования ракетного двигателя на твердом топливе оперативно-тактической баллистической ракеты.

В ходе проектирования по полученным исходным данным из первого раздела были проведены необходимые газодинамические расчеты, подобраны наиболее оптимальный состав твердого и форма заряда. Были рассчитаны внутренне-баллистические характеристики РДТТ, а также определены предельные отклонения этих характеристик из-за случайных и неслучайных факторов. Произведен расчет воспламенительного устройства и подобрана оптимальная конструкция ВУ для полученной формы заряда. Были произведены расчеты на прочность силовой оболочки корпуса, разъемных соединений и заряда твердого топлива. Также были выполнены расчеты тепловых потоков для камеры сгорания и по длине сопла. В итоге был спроектирован ракетный двигатель на твердом топливе удовлетворяющий исходным требованиям на проектирование.

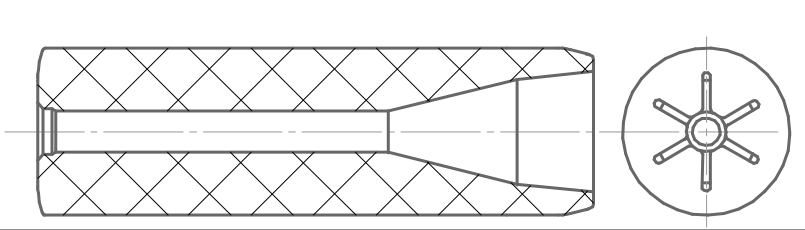
**3. Технологическая часть**

3.1 Введение

В данной части дипломного проекта рассматривается технологический процесс изготовления заряда формой «звезда» из смесевого твердого ракетного топлива, прочно скрепленного с корпусом РДТТ.

Смесевые твердые топлива являются ярко выраженными гетерогенными, многофазными взрывчатыми системами, представляющими собой смесь, как правило, неорганического окислителя, органического высокомолекулярного горючего-связующего и содержащие специальные добавки (энергетические, эксплуатационные, технологические). По своей структуре СТРТ – высоконаполненные (до 95%) композиционные материалы, в полимерной матрице которых равномерно распределены мелкодисперсные окислитель, металлическое (металлосодержащее) горючее и другие компоненты.

Рисунок 3.1.1 – Геометрия заряда формой «звезда»



Для тактической ракеты, разрабатываемой в дипломном проекте, применяется топливо ПХА-3М. Ниже приведены его основные характеристики:

* Условная химическая формула
* Полная энтальпия -1934 кДж/кг
* Плотность топлива ρт = 1740 кг/м3
* Теплоемкость С = 1179 Дж/(кг⋅К)
* Коэффициент линейного расширения α = 3,3⋅10-4 1/К
* Эксплуатационный интервал температур 220 К – 323 К.

Состав топлива ПХА-3М:

- перхлорат аммония − 66%;

- идеализированное углеводородное горючее − 15%;

- порошкообразный алюминий − 19%.

Этот состав, как и другие высокоэнергетические СТРТ крупногабаритных зарядов представляют собой высоконаполненную гетерогенную композицию, содержащую до 90% твердого наполнителя различной химической природы, в том числе высокочувствительное взрывчатое вещество. В этой связи смешение топливной массы с целью обеспечения безопасности, необходимой воспроизводительности состава и свойств по всему объему заряда проводят в несколько приемов, предварительно получая частные смеси из нескольких компонентов, называемые полуфабрикатами.

Условно принципиальная схема изготовления зарядов СТРТ представлена на рис. 3.1.2

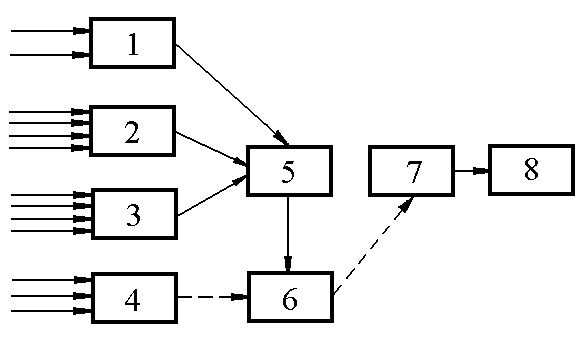


Рисунок 3.1.2 – Схема изготовления:

1 – приготовление РСПК; 2 – приготовление смеси связующего с добавками; 3 – приготовление смеси отверждающих и других добавок; 4 – подготовка корпусов двигателей (пресс-форм) и формующей оснастки; 5 – смешение топливной массы; 6 – заполнение корпусов двигателей (пресс-форм); 7 – отверждение и распрессовка зарядов; 8 – окончательная обработка зарядов, контроль качества и укупорка

Далее в таблице 3.1.1 приведены основные технологические операции при изготовлении заряда СТРТ

Таблица 3.1.1- основные технологические операции

|  |  |
| --- | --- |
| № | Наименование операции |
| 005 | Приготовление РСПК |
| 010 | Приготовление ССД |
| 015 | Подготовка корпуса двигателя и формующей оснастки |
| 020 | Подготовка технологической оснастки |
| 025 | Смешение топливной массы |
| 030 | Заполнение корпуса двигателя |
| 035 | Отверждение и охлаждение заряда |
| 040 | Распрессовка заряда |
| 045 | Контроль качества |

3.2. Технологический процесс

Далее в таблице 3.2.1 предоставлена операционная карта изготовления заряда СТРТ

Таблица 3.2.1 - операционная карта изготовления заряда СТРТ

| № | Содержание операции | Оборудование |
| --- | --- | --- |
| Операция 005. Приготовление | | |
| 01 | Загрузка в смеситель крупной фракции ПХА | Смеситель С-5 |
| 02 | Измельчение крупной фракции ПХА | Струйно – вихревая мельница |
| 03 | Дозирование мелкой фракции ПХА | Вибро – шнековый дозатор |
| 04 | Загрузка мелкой фракции ПХА в смеситель | Смеситель С-5 |
| Операция 010. Приготовление ССД | | |
| 01 | Подогрев каучука в плавителе | Плавитель |
| 02 | Дозирование пластификатора | Дозатор |
| 03 | Смешение связующего с пластификатором | Планетарный смеситель |
| 04 | Загрузка порошкообразного алюминия | Вибро-шнековый дозатор |
| 05 | Перемешивание массы | Планетарный смеситель |
| 06 | Дозирование массы в смеситель | Вибро-шнековый дозатор |
| 07 | Загрузка технологических добавок | - |
| 08 | Смешение ССД | Планетарный смеситель |
| 09 | Отбор массы для анализа | - |
| Операция 015. Подготовка корпуса двигателя | | |
| 01 | Входной контроль | - |
| 02 | Сушка горячим воздухом | Сушильная камера |
| 03 | Приготовление раствора полимера | - |
| 04 | Приготовление раствора отвердителя | - |
| 05 | Нанесение раствора полимера в 2 слоя | Кисть |
| 06 | Сушка | - |
| 07 | Нанесение раствора отвердителя | Кисть |
| 08 | Сушка | - |
| Операция 020. Подготовка технологической оснастки | | |
| 01 | Входной контроль | - |
| 02 | Обработка обезжиривающим раствором | Ветошь |
| 03 | Сушка | - |
| 04 | Приготовление грунта | - |
| 05 | Сушка | - |
| 06 | Нанесение грунта | Кисть |
| 07 | Отверждение грунта | - |
| 08 | Установка корпуса на стапель | Кран-балка |
| 09 | Сборка стакана | - |
| 10 | Установка втулки | - |
| 11 | Установка иглы на корпусе | Кран-балка |
| 12 | Проверка герметичности | компрессор, датчик давления |
| 13 | Наполнение сухим воздухом | компрессор |
| Операция 025. Смешение топливной массы | | |
| 01 | Загрузка первой порции РСПК из контейнера смесителя | Смеситель С-5 |
| 02 | Загрузка ССД | Смеситель С-5 |
| 03 | Перемешивание | Смеситель С-5 |
| 04 | Порционная загрузка РСПК и перемешивание | Смеситель С-5 |
| 05 | Перемешивание всей  композиции в вакууме | Смеситель С-5 |
| 06 | Контроль качества топливной массы | - |
| Операция 030. Заполнение корпуса двигателя | | |
| 01 | Проверка температуры и влажности в помещении | Термометр, гигрометр |
| 02 | Подсоединение устройства дистанционного подключения  прессформы | Барокамера |
| 03 | Опрессовка пресс-формы | Барокамера |
| 04 | Перемешивание всей композиции | Смеситель С-5 |
| 05 | Проверка герметичности ситемы | Датчик давления |
| 06 | Слив топливной массы в экструдер | Экструдер |
| 07 | Подача топливной массы в корпус | Экструдер |
| 08 | Отсоединение смесителя и экструдера от сборки | - |
| 09 | Окончательное взвешивание | Весы платформенные |
| 10 | отбор проб топливной смеси на анализ | - |
| Операция 035. Отверждение и охлаждение заряда | | |
| 01 | Подготовка  полимеризационной кабины | Термометр, гигрометр |
| 02 | Помещение корпуса в полимеризационную кабину | Кран-балка |
| 03 | Установка датчиков | - |
| 04 | Термостатирование заряда | Полимеризационная кабина |
| 05 | Ступенчатое охлаждение изделия | Полимеризационная кабина |
| Операция 040. Распрессовка | | |
| 01 | Установка корпуса на стапель | Кран-балка |
| 02 | Извлечение иглы | Кран-балка |
| 03 | Разборка стакана | - |
| 04 | Очистка технологической оснастки | - |
| 05 | Удаление остатков  адгезионного покрытия | - |
| 06 | Сушка | - |
| Операция 045. Дефектоскопия | | |
| 01 | Установка снаряженного корпуса на дефектоскоп | 𝛾-дефектоскоп |
| 02 | Проведение дефектоскопии |  |
| Операция 050. Концевые операции | | |
| 01 | Выходной контроль размеров | - |
| 02 | Контрольное взвешивание | Весы |
| 03 | Укупорка | - |
| 04 | Отгрузка | - |

3.3. Описание операций

Операция 005. Приготовление рабочей смеси порошкообразных компонентов (РСПК)

Применительно к рассматриваемому составу в РСПК входят различные фракции перхлората аммония (ПХА), отличающиеся средним диаметром частиц и удельной поверхностью, а также антислеживающая добавка - аэросил. Как правило, перхлорат аммония используют двух фракций: крупную и мелкую, причем dк/dм=7-10.

В общем случае применение полифракционного наполнителя по сравнению с монофракционным позволяет улучшить реологические характеристики топливной массы при постоянной объемной доле наполнителя или увеличить объемную долю наполнителя при сохранении уровня реологических характеристик.

В рассматриваемом составе используют ПХА с 𝑑к = 200 − 300 мкм и 𝑑м ≤ 50 мкм. Крупный ПХА поступает на производство зарядов готовым, а мелкий - получают непосредственно на производстве путем измельчения крупного до требуемой величины удельной поверхности перед началом изготовления топливной массы с помощью струйно-вихревой мельницы.

Операция 010. Приготовление смеси связующего с добавками (ССД)

Происходит смешение каучука с пластификатором, порошкообразным алюминием, отверждающими добавками и другими компонентами при этом осуществляется вакуумирование смеси для удаления воздуха и летучих веществ.

Каучук вначале смешивают с пластификатором, а затем в смеситель вводят порошкообразный алюминий и технологические добавки, их смешение происходит в планетарном смесителе поэтапно в требуемом весовом соотношении. Емкость планетарного смесителя обогревается водой 50 °С. Из готовой массы отбирается проба для дальнейшего анализа

Операция 015. Подготовка корпусов двигателей и формообразующей оснастки

Цель операции на этой стадии при подготовке корпусов двигателей- нанесение на его внутреннюю поверхность крепящего (клеящего) состава, обеспечивающего скрепление с зарядом топлива в процессе производства. На внутренней стороне силовой оболочки корпуса имеется защитно-крепящий (крепящий) резиновый слой на основе синтетических каучуков, обладающий достаточной эластичностью по сравнению с материалом силовой оболочки. Его назначение - скомпенсировать внутренние напряжения, возникающие в заряде в результате полимеризационной и температурной усадки при отверждении. Это покрытия наносится в 2 слоя с сушкой.

Регламентируется срок и условия хранения подготовленного корпуса до заполнения топливной массой (~ 10-15 суток).

Операция 020. Подготовка технологической оснастки

В технологическую оснастку входят следующие основные элементы: формующая игла, стакан, узел ввода, система поддавливания и отсечки топливной массы после заполнения и другие. Сущность подготовки заключается в том, что элементы, соприкасающиеся с топливной массой после заполнения корпуса, покрывают антиадгезионным слоем с тем, чтобы после отверждения заряда эти формующие элементы можно было безопасно извлечь (распрессовать заряд). Как правило, для покрытия используют кремнийорганические каучуки в виде раствора. Антиадгезионным покрытие наносится в два слоя с сушкой после каждого нанесения

Операция 025. Смешение топливной массы

Смешение - один из важнейших технологических процессов в производстве зарядов СТРТ. В результате его осуществления формируются реологические свойства топливной массы и выходные характеристики зарядов.

Смешение - вероятностный процесс и с этих позиций его цель - превращение исходной системы, характеризующейся упорядоченным распределением ингредиентов, в систему с неупорядоченным, случайным распределением. С позиции структуры цель смешения - увеличение контакта между компонентами. Идеально перемешанная система, в которой поверхность контакта между дисперсионной средой и дисперсионной фазой равна поверхности всех частиц дисперсной среды

Основные процессы при смешении:

* перенос вещества, в основном конвективный, за счет деформаций сдвига, растяжения и сжатия; диффузия маловероятна из-за большого диаметра частиц и высокой вязкости системы;
* диспергирование, разрушение коагуляционной структуры наполнителя;
* образование граничного слоя связующего на частицах наполнителя (адсорбционно-сольватных оболочек);
* механо-химические процессы - деструкция связующего, подизмельчение частиц наполнителя;
* подотверждение массы вследствие химического структурирования ГСВ;
* дегазация (деаэрация) массы вакуумированием – удаление газовых включений, так как они вызывают ухудшение реологических характеристик массы, пористость массы и заряда (источники: механический захват воздуха, испарение, адсорбция, химические реакции, окклюзия и др.).

При загрузке промежуточных смесей и перемешивании под вакуумом остаточное давление в смесителе 𝑝ост = 15 − 30 мм. рт. ст., температура массы ~ 40 °С, температура воды в рубашке смесителя 15 − 30 °С, температура воздуха в цехе 15 − 30 °С и влажность 𝜑 ≤ 60%.

Операция 030. Заполнение корпусов двигателей

Пресс-форму с технологической оснасткой, подготовленные к заполнению, устанавливают в барокамере, находящейся в шахте на весах в вертикальном положении смеситель С-5, как правило, передвижной, с топливной массой устанавливают над бункером экструдера. А экструдер соединяют с корпусом специальным устройством. Время хранения топливной массы в С-5 после смешения до слива, а также промежутки между очередными сливами в одну пресс-форму регламентируется с учетом жизнеспособности массы- времени сохранения реологических характеристик на допустимом уровне.

При сливе топливной смеси не допускается проскока воздуха в корпус из смесителя, что может произойти в конце слива. Для предотвращения проскоков воздуха снижается темп слива путем регулирования остаточного давления.

Завершив подачу, отсекают топливную массу отсекателем от магистрали и устанавливают редукционный клапан. Извлекают пресс-форму из барокамеры, устанавливают на специальную платформу и транспортируют в термокамеру на отверждение. Часть массы подаваемой в корпус забирается для дальнейшего анализа

Операция 035. Отверждение и охлаждение заряда

Отверждение определяет эффективность всего технологического процесса, так как составляет около 80% общего времени изготовления зарядов СТРТ. Таким образом заряд во время полимеризации термостатируется в камере. Процесс отверждения контролируется датчиками давления и температуры. В случае, если давление топливной массы превышает допустимое, температуру теплоносителей снижают, а время термостатирования продлевают на расчетную величину, учитывающую величину понижения температуры.

Отверждение - физико-химический процесс перехода топливной массы из вязкого или упруговязкого состояния в упругое (вязкоупругое) вследствие структурирования, обусловленного прежде всего химическими реакциями между макромолекулами полимерной основы ГСВ и образованием физической структуры.

Одновременно со структурированием могут идти процессы разложения отдельных компонентов и деструкции, старение образовавшихся высокополимеров. Важная особенность процесса отверждения крупногабаритных зарядов - не стационарность, не изотермичность, наличие полимеризационной усадки. Тепловыделение при структурировании составляет 20 … 30 Дж⁄кг, ∆𝑇 = 20 … 30 °С, полимеризационная усадка может достигать 5%.

С целью обеспечения безопасности ограничивают предельные усилия распрессовки, например, извлечение иглы- 1 ∙ 103 Н.

После завершения процесса полимеризации заряд остужают по ступенчатой схеме, чтобы избежать повышенных термических напряжений в заряде

Операция 040. Распрессовка заряда

Корпус заряда перемещается из камеры термостатирования и закрепляется на стапельном оборудовании в вертикальном положении. Фаза распрессовки занимает отдельное здание. Все опасные операции управляются с пульта. Контроль осуществится по показаниям приборов и телевизору. После из корпуса извлекается формообразующая оснастка. Вынимается игла, затем разбирается и извлекается стакан. После извлечения формообразующую оснастку необходимо очистить от грунта и подготовить к повторному использованию. После этого проводится окончательная обработка заряда. Включает зачистку заряда, удаление остатков адгезионного покрытия.

После маркировки и окончательной технической приемки производят укупорку и отгрузку снаряженного корпуса двигателя.

Операция 045. Дефектоскопия

Производятся проверка монолитности помощью 𝛾-дефектоскопом по диаметральной схеме с шагом 100 мм.

Операция 050. Концевые операции

Проводится выходной контроль размеров заряда. Проводится контрольная проверка веса изделия. После этого проводится укупорка снаряженного корпуса, наносится требуемая маркировка и отправляется на отгрузку

3.4 Расчет равновесной температуры полимеризации

Исходные данные:

Геометрические параметры заряда и корпуса:

Внутренний радиус заряда: 𝑅внутр = 150 мм

Внешний радиус заряда: 𝑅внеш = 638 мм

Внешний радиус корпуса: 𝑅внеш = 650 мм

Механические свойства материала корпуса:

Модуль Юнга: 𝐸 = 200 ГПа

Коэффициент Пуассона: 𝜇𝑥 = 0,3

Напряжение разрушения: 𝜎вк = 685 МПа

Коэффициент запаса прочности: 𝐾к = 1,2

Коэффициент термического расширения: 𝛼 = 10 ∙ 10−6 1⁄К

Остаточная деформация корпуса: 𝜀 = 0,001

Механические свойства топлива:

Модуль Юнга: 𝐸т = 20 МПа

Коэффициент Пуассона топлива: 𝜇т = 0,45

Напряжение разрушения топлива: 𝜎вт = 40 МПа

Коэффициент запаса прочности: 𝐾т = 1,5

Коэффициент термического расширения: 𝛼т = 4 ∙ 10−4 1⁄К

Термическая усадка топлива: ∆тус= 0,0005

Сжимаемость топливной массы: 𝛽т = 0,5 ∙ 10−9 1⁄Па

Давление отсечки: 𝑝отс = 15 МПа

Температура полимеризации:𝑇пол = 350 К

Механические свойства иглы:

Коэффициент термического расширения: 𝛼и = 10 ∙ 10−6 1⁄К

Расчет безразмерных и размерных коэффициентов:

Расчет предельного давления полимеризации

Расчет равновесной температуры

Расчет необходимой температуры заполнения

Средняя температура воздуха:

Степень полимеризации определяется соотношением:

где

Принимая, что время полимеризации определяется условием , получим:

Перепад температуры:

Начальная температура заполнения:

где определяется по рисунку 2.

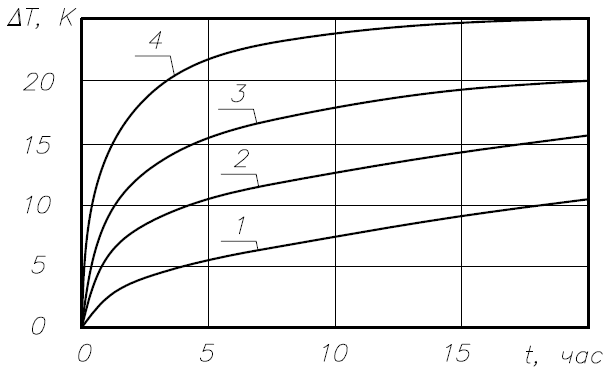


Рисунок 2 - Зависимость потери температуры от времени полимеризации для различных температурных перепадов:   
1 ‑ *Т*зап-*Т*в = 20 К; 2 ‑ *Т*зап-*Т*в = 40 К; 3 ‑ *Т*зап-*Т*в = 60 К; 4 ‑ *Т*зап-*Т*в = 80 К;

Аналогичные расчеты проводятся для температур *Т*пол = 350, 375, 400 К.

Результаты расчетов представлены в таблице в Таблице 6.

Таблица 6 - Зависимость характерных температур от *Т*пол

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |
| 350 | 340,27 | 349,85 | 56,12 | 361,86 |
| 375 | 365,28 | 374,87 | 67,9 | 387.69 |
| 400 | 390,3 | 395,69 | 91,9 | 42,69 |

**4.5 Расчет напряжений в месте стыка заряд-корпус**

Напряжение в месте стыка заряд-корпус определяется по формуле:

В курсовом проекте определяются допустимые уровни температуры, при которых модуль напряжения в месте стыка заряд-корпус не превышает допустимых.

Аналогичные расчеты проводятся при температурах *Т=*350 К, *Т=*375 К для температур полимеризации *Т*пол=375 К, *Т*пол=400.

Результаты представлены в таблице 7

Таблица 7 – Зависимость  , МПа от *Т*, К

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
|  | 350 | 375 | 400 |
| 300 | 1,911 | 3,09 | 4,28 |
| 350 | -4,62 | 7,249 | 1,911 |
| 375 | -11,48 | -4,96 | 0,725 |

В качестве допустимого напряжения принимается 

4. Охрана труда и экология

**4.1 Анализ вредных и опасных факторов на стадиях жизненного цикла изделия**

При создании ракетной военной техники эффективность выполнения задач ставится выше, чем соответствие экологическим нормам. Поэтому работа с изделием ракетной военной техники на любой стадии жизненного цикла является потенциально опасной и вредной как для окружающей среды, так и для персонала.

Существует ряд законов, регулирующих отношения и взаимодействие общества и природы, возникающие при осуществлении хозяйственной и иной деятельности, связанной с воздействием на природную среду. Среди этих законов следует отметить Федеральный Закон «Об экологической экспертизе», регулирующий отношения в области экологической экспертизы, направленный на сохранение благоприятной окружающей среды посредством предупреждения негативных воздействий хозяйственной и иной деятельности.

Экологическая экспертиза – установление соответствия намечаемой хозяйственной и иной деятельности экологическим требованиям и определение допустимости реализации объекта экологической экспертизы в целях предупреждения возможных неблагоприятных воздействий этой деятельности на окружающую природную среду и связанных с ними социальных, экономических и иных последствий реализации объекта экологической экспертизы.

Так на стадии НИР опасные факторы возникают при изучении физических явлений, обосновывающих целесообразность разработки нового изделия. Такими исследованиями может являться разработка и тестирования образцов нового состава ТРТ, проведение испытаний теплозащитных материалов, испытание материалов корпуса. К опасными факторам на этой стадии можно отнести:

− Выбросы вредных веществ в атмосферный воздух при горении ТТ и при термическом разложении ТЗМ [ГОСТ 12.1.005-88, ГН 2.2.5.3532-18];

− Работа с взрывчатыми веществами [ФНП в области промышленной безопасности №494];

− Наличие открытого пламени при испытании ТЗМ на термопрочность [ГОСТ Р 12.3.047-2012 ССБТ].

На следующей стадии жизненного цикла изделия, стадии ОКР, проводятся автономные испытания, включающие в себя отработку воспламенительного устройства, огневые стендовые испытания. Применительно к этим испытаниям можно перечислить следующие опасные факторы:

− Работа с взрывчатыми веществами [ФНП в области промышленной безопасности №494];

− Шумовое воздействие при работе двигателя [СН 2.2.4/2.1.8.562- 96];

− Наличие открытого пламени при работе двигателя [ГОСТ Р 12.3.047-2012 ССБТ].

В процессе производства РДТТ большинство опасных факторов связанно с технологическими процессами при производстве твердого топлива, так как при создании твердого топлива, приходится иметь дело с большим количеством химически активных компонентов, что влечет за собой большое количество мероприятий по обеспечению безопасной работе персонала.

- Выбросы вредных веществ в атмосферный воздух, являющиеся производными веществами [ГОСТ 12.1.005-88, ГОСТ Р 58577- 2019, ГН 2.2.5.3532- 18, ГН 2.1.6.3492-17];

− Работа с химически активными веществами [ПОТ Р М-004-97];

− Работа с взрывчатыми веществами [ФНП в области промышленной безопасности №494].

Наиболее опасная с точки зрения воздействия как на окружающую среду, так и на персонал является стадия эксплуатации изделия. При запуске РДТТ, выбрасывается в окружающую среду в качестве продуктов сгорание большое количество парниковых, озоноразрушающих и токсических соединений. Их соотношение сильно зависит от рецептуры заряда твердого топлива, но как правило продукты сгорания РДТТ гораздо опаснее чем продукты сгорания ЖРД. Эксплуатация тактических ракет происходит в таких условиях, что минимизировать ущерб от продуктов сгорания невозможно.

Помимо воздействия продуктов сгорания на окружающую среду, имеется целый ряд опасных факторов для жизни и здоровья персонала осуществляющего эксплуатацию изделия. Так как запуск изделия осуществляется с самоходной пусковой установки, экипаж находится внутри кабины во время пуска, необходимо обеспечить внутри кабины защиту от ударной волны ПС, термического воздействия потока ПС, акустического воздействия РДТТ, опасных ПС находящихся в воздухе в зоне пуска, вибрационного воздействия.

Утилизация РДТТ сопряжена с большим количеством негативных факторов, связанных с необходимостью сжигания твёрдого топлива, разложения корпуса РДТТ и ТЗП, выполненных из различных полимерных материалов:

− Выбросы вредных веществ в атмосферный воздух, содержащиеся в продуктах дожигания [ГОСТ 12.1.005-88, ГОСТ Р 58577-2019, ГН 2.2.5.3532-18, ГН 2.1.6.3492-17];

− Работа с взрывчатыми веществами [ФНП в области промышленной безопасности №494];

− Наличие открытого пламени [ГОСТ Р 12.3.047-2012 ССБТ];

− Работа с химически активными веществами [ПОТ Р М-004-97].

**4.2 Охрана труда. Звукоизоляция для персонала, занятого в проведении пуска.**

При работе РДТТ истекающая струя продуктов сгорания создает интенсивный шум, опасный для здоровья человека. Поэтому при запуске РДТТ требуется предусмотреть мероприятия по защите органов слуха. Запуск РДТТ предусматривается на стадии испытаний и на стадии эксплуатации. Целью этого расчета является определение необходимости использования средств индивидуальной защиты органов слуха. В ходе расчета рассматривается два случая:

1. Запуск РДТТ проходит на испытательном полигоне. Персонал находится в наблюдательной кабине из бетонных блоков на удалении в 200 м от места запуска.
2. Запуск происходит с самоходной пусковой установки. Экипаж находится внутри кабины самоходной установки

Для расчета звуковой мощности струи нужно задаться величинами, полученными в ходе расчета конструкции двигателя:

* Скорость истечения струи из сопла
* Диаметр сопла на срезе
* Общий уровень звуковой мощности струи

Общий уровень звуковой мощности выхлопной струи двигателя следует определять по формуле [1]:

По формуле определим октавные уровни звуковой мощности [1]

где – разность общего и октавного уровней звуковой мощности

шума, которая определяется по графику на рисунке

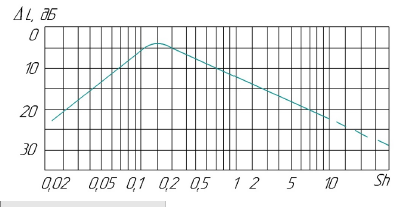


Рисунок 5.2.1 - Зависимость относительного спектра звуковой мощности струи от числа Струхаля

Значение числа Струхаля определяется соотношением:

Далее в таблице приведены значения числа Струхаля и разности общего и октавного уровней звуковой мощности для основных частот

Таблица 5.2.1 - Зависимость разности уровня звуковой мощности от числа Струхаля

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  | 63 | 125 | 250 | 500 | 1000 | 2000 | 4000 | 8000 |
|  | 0,011 | 0,021 | 0,042 | 0,084 | 0,167 | 0,334 | 0,668 | 1,337 |
|  | 23 | 20 | 15 | 7,5 | 5 | 6,5 | 8,5 | 13 |
| ,дБ | 137 | 140 | 145 | 152.5 | 155 | 153.5 | 151.5 | 147 |

Для дальнейшего расчета нужно задаться допустимым уровнем шума ( в зоне для персонала на местах проведения испытательных пусков при наличии радиосвязи. Ему соответствуют нормы шума на рабочих местах водителей и обсуждающего персонала тракторов, самоходных шасси и др., согласно ГОСТ 12.1.003-83 «Система стандартов безопасности труда. Шум. Общие требования безопасности». Тогда требуемое снижение уровня шума составит:

Таблица 5.2.2 - Требуемые снижения уровней шума и требуемые снижения уровня шума при использовании СИЗ органов слуха .

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  | 63 | 125 | 250 | 500 | 1000 | 2000 | 4000 | 8000 |
|  | 137 | 140 | 145 | 152,5 | 155 | 153,5 | 151,5 | 147 |
|  | 95 | 87 | 82 | 78 | 75 | 73 | 71 | 69 |
|  | 42 | 53 | 63 | 74,5 | 80 | 80,5 | 80,5 | 78 |
|  | 12 | 23 | 33 | 44,5 | 50 | 50,5 | 50,5 | 48 |

Для первого случая, кабина наблюдения за пуском выполнена из железобетонных блоков, имеющих толщину 300 мм и среднюю поверхностную плотность 750 кг/м3

В этом случае уровень снижения шума определяется [2]:

*,*

Где - снижения уровня шума из-за расстояния, – постоянная, зависящая от размеров и формы звукоизолирующей перегородки, – расстояние между кабиной и источником шума, – расстояние замера уровня шума от источника, – поверхностная плотность железобетонной стены.

В таком случае получим снижения уровня шума, приведенные в таблице

Таблица 5.2.3 – Результаты снижения уровня шума для 1 случая

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  | 63 | 125 | 250 | 500 | 1000 | 2000 | 4000 | 8000 |
|  | 99,51 | 105,46 | 111,48 | 117,50 | 123,52 | 129,54 | 135,56 | 141,58 |
|  | 42 | 53 | 63 | 74.5 | 80 | 80.5 | 80.5 | 78 |

Из таблицы 5.2.3 видно, что для каждой частоты выше чем требуемый уровень снижения, значит нормы звукоизоляции будут соблюдены

Для второго случая, экипаж находится в кабине самоходной пусковой установки. Расстояние от источника звука принято равным 2 метрам, а толщина корпуса самоходной установки 10 мм

Таблица 5.2.4. – Результаты снижения уровня шума для 2 случая

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  | 63 | 125 | 250 | 500 | 1000 | 2000 | 4000 | 8000 |
|  | 7,16 | 8,07 | 9,10 | 15,12 | 21,14 | 27,16 | 33,18 | 39,20 |
|  | 42 | 53 | 63 | 74,5 | 80 | 80,5 | 80,5 | 78 |
|  | 12 | 23 | 33 | 44,5 | 50 | 50.5 | 50,5 | 48 |
|  | 4,84 | 14,93 | 23,90 | 29,38 | 28,86 | 23,34 | 17,32 | 8,80 |

Видно, что уровень снижения шума ниже, чем требуемый, даже с использованием СИЗ органов слуха. Следовательно, нужно обеспечить кабину самоходной пусковой установки дополнительной звукоизоляцией с уровнем снижения шума.

Требуемое снижение шума внутри кабины экипажа с использованием СИЗ органов слуха , для обеспечения условий работы экипажа требуется обеспечить дополнительными мерами. Более того, если член экипажа, в нарушение правил охраны труда, окажется во время пуска ракеты без СИЗ органов слуха, дополнительная звукоизоляция кабины экипажа позволит избежать серьезных травм органов слуха и обеспечит дальнейшую боеспособность экипажа. Потребный уровень звукоизоляции можно обеспечить использованием специальных звукоизоляционных материалов внутри кабины, а также организации герметичности внутри кабины экипажа.

5. Организационно-экономическая часть

5.1 ВВЕДЕНИЕ

При проектировании маршевого ракетного двигателя тактической ракеты рассматривается несколько конструктивных решений отвечающих требованиям технического задания. Принимая решение по выбору окончательного конструктивного решения необходимо опираться на результаты технико-экономического анализа, в ходе которого сравниваются эксплуатационные, технические и экономические параметры.

В данном разделе выпускной квалификационной работы определим затраты на проектирование маршевого ракетного двигателя твердого топлива, изготовление опытных образцов, их испытания и отработку.

Для определения затрат на нужно рассчитать затраты, связанные с:

* Разработкой проектной документацией
* Разработкой конструкторской документации
* Уточнением документации в связи с проведением доработки и уточняющих расчетных работ
* Подготовкой производства
* Изготовление опытных образцов
* Проведение стендовых испытаний
* Отработкой изделия

5.2 Основные этапы НИиОКР

Для проведения технико-экономического анализа выделим следующие виды работ, их этапы, типовое содержание на стадиях ЖЦИ, а также сроки, определяемые экспертной комиссией:

1. фундаментальные и прикладные научно-исследовательские работы. Срок выполнения: 1 мес.;
2. разработка технического предложения. Срок выполнения: 1 мес.;
3. разработка тактико-технического задания. Срок выполнения: 1 мес.;
4. разработка эскизного и технического проекта. Срок выполнения: 2 мес.;
5. разработка рабочей конструкторской и технической документации. Срок выполнения: 2 мес.;
6. подготовка стендового оборудования. Срок выполнения: 2 мес.;
7. рабочий проект. Срок выполнения: 1 мес.;
8. изготовление опытных образцов. Срок выполнения: 5 мес.;
9. проведение уточняющих (доводочных) стендовых испытаний опытных образцов. Срок выполнения: 4 мес.;
10. корректирование рабочей конструкторской документации (РКД). Срок выполнения: 5 мес.;
11. изготовление натурных образцов. Срок выполнения: 1 мес.;
12. проведение государственных испытаний и межведомственных испытаний составных частей (ОСИ). Срок выполнения: 2 мес.;
13. утверждение рабочей конструкторской документации для организации серийного производства. Срок выполнения: 3 мес.

График работ представлен в таблице 2.

Таблица 1 – График работы по разработке газогенератора

6

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Наименование этапа | Месяцы | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 | 16 | 17 | 18 |
| ФПНИР |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Техническое предложение |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Разработка ТЗ |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Эскизное проектирование |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Техническое проектирование |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Подготовка стенда |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Рабочий проект |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Изготовление опытных образцов |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| ОСИ |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Корректировка РКД |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Изготовление натурных образцов |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Натурные испытания |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| Подготовка производства |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |

5.3 Диаграмма Ганта

Для определения длительности отдельных этапов и всего процесса разработки необходимо установить зависимость между этапами согласно плану работ (см. таблицу 2) и составить диаграмму Ганта (см. рисунок 1).

Основные события и работы проекта, а также трудоемкость представлены в таблице 2.

Таблица 2 – Основные события и работы проекта

| Событие | Код работы | Работа | Трудоёмкость | |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| чел/дни | чел/час |
| Начало работ | 0-1 | ФПНИР | 20 | 160 |
| Окончание НИР | 1-2 | Аванпроект | 20 | 160 |
| Подготовка аванпроекта | 2-3 | Разработка ТЗ | 20 | 160 |
| Подготовка аванпроекта | 2-4 | Эскизное проектирование | 40 | 320 |
| Подготовка ТЗ | 3-5 | Техническое проектирование | 40 | 320 |
| Начало подготовки стенда | 4-6 | Подготовка стенда | 40 | 320 |
| Окончание технического проектирования | 5-6 | Рабочий проект | 20 | 160 |
| Готовность рабочего проекта | 6-7 | Изготовление ОО | 80 | 640 |
| 6-8 | Стендовые испытания ОО | 80 | 640 |
| 6-9 | Корректировка РКД | 100 | 800 |
| Готовность ОО | 7-9 | Изготовление натурных образцов | 20 | 160 |
| Получение результатов ОСИ | 8-9 | – | – | – |
| Подготовка натурных образцов | 9-10 | Натурные испытания | 20 | 160 |
| Окончание проектирования | 10-11 | Подготовка производства | 60 | 480 |
| Окончание работ | – | – | – | – |

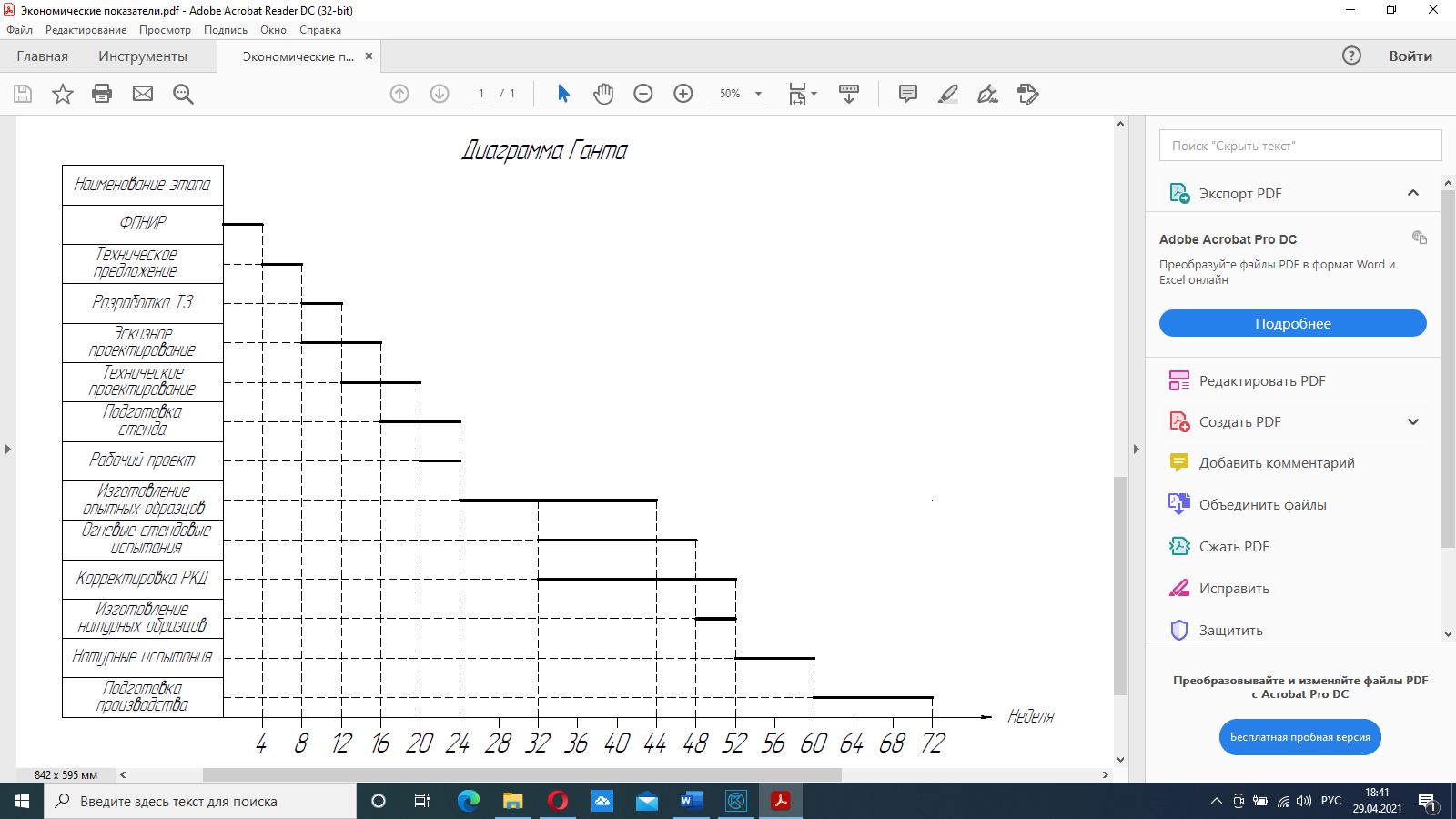


Рисунок 1 – Диаграмма Ганта

Для проектирования газогенератора, изготовления ОО, их отработки и запуска газогенератора в производство понадобятся конструкторы, технологи, сотрудники испытательной станции.

Распределение занятости исполнителей в течении проекта:

* 13 месяцев выделено на конструкторов, что соответствует занятости от момента начала работ до окончания корректировки РКД (см. таблицу 1);
* 11 месяцев выделено на технологов, что соответствует занятости от начала разработки рабочего проекта до окончания всех испытаний;
* 11 месяцев выделено на испытателей, что соответствует занятости от момента подготовки стенда до окончания всех испытаний.

На выполнение текущего проекта выбираем 8 исполнителей: 4 конструктора, 2 технологов и 2 сотрудников испытательной станции.

5.4 Затраты на заработную плату

Заработную плату за выполненную работу по проектированию газогенератора будем рассчитывать, исходя из величины недельного оклада и занятости сотрудников:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

где *Т*зан – полное временя занятости работника в проекте;

Онед – оклад работника за неделю.

Дополнительная заработная плата:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Отчисления с заработной платы:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

где Hсоц – страховые взносы с зарплаты (в 2020 году составляют: пенсионное страхование – 22%; социальное страхование – 2,9%; медицинское страхование – 5,1%).

Тогда суммарные затраты на заработную плату составят:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Проведём расчёт заработной платы, а также затрат на заработную плату для каждого сотрудника, а результат расчета сведём в таблицу 3.

Таблица 3 – Затраты на заработную плату

|  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № | Должность | Кол-во,  чел | Мес. оклад, руб. | Занятость, нед. | Оклад, руб. | Зарплата, руб. | Затраты на зарплату, руб. |
| 1 | Конструктор | 4 | 42 800 | 52 | 2 225 600 | 2 514 928 | 3 923 288 |
| 2 | Технолог | 4 | 37 200 | 44 | 1 636 800 | 1 849 584 | 2 885 351 |
| 3 | Испытатель | 2 | 35 200 | 44 | 774 400 | 875 072 | 1 365 112 |
| 4 | Рабочий | 3 | 30000 | 48 | 1 440 000 | 1 627 200 | 2 538 450 |
| Итого | | | | | 6 076 800 | 6 866 784 | 10 712 201 |

5.5 Затраты на оборудование

Для выполнения своих должностных обязанностей конструкторам и технологам необходимо оборудование, необходимое для выполнения поставленных задач в необходимых объёмах.

Рассмотрим вариант, когда данное оборудование отсутствует и есть необходимость его приобретения, затраты на оборудование Cоб сведем в таблицу 4.

Таблица 4 – Затраты на оборудование

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| № | Оборудование | Количество | Стоимость одного устройства, руб. | Итоговая стоимость, руб. |
| 1 | Компьютер | 4 | 140 000 | 560 000 |
| 2 | Компьютер | 4 | 84 000 | 336 000 |
| 3 | МФУ (принтер, сканер, копир) | 2 | 17 140 | 34 280 |
| 4 | Плоттер | 1 | 106 042 | 106 042 |
| Итого | | | | 1 036 322 |

Затраты на амортизацию оборудования определяются по формуле:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

гдеCоб *i* – затраты на приобретение *i*-го средства производства;

Δ*ti* – время использования *i*-го средства производства в днях;

*D*раб *i*– полный ожидаемый срок эксплуатации *i*-го средства в днях.

Полный срок эксплуатации приобретённых персональных электронно-вычислительных машин (ПЭВМ) принимаем 5 лет, а для прочего оборудования – 10 лет, и учитывая, что в году приблизительно 250 рабочих дней рассчитываем ориентировочную стоимость амортизации оборудования. Результат расчета представлен в таблице 5 [1].

Таблица 5 – Затраты на амортизацию

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № | Оборудование | Кол-во, шт. | Цена одного устройства, руб. | Срок эксплуатации, дн. | Себестоимость амортизации, руб. |
| 1 | ПВЭМ (конструктора) | 4 | 140 000 | 260 | 116 480 |
| 2 | ПВЭМ (технолога) | 4 | 84 000 | 220 | 59 136 |
| 3 | МФУ | 2 | 17 140 | 360 | 4 936 |
| 4 | Плоттер | 1 | 106 042 | 360 | 15 270 |
| Итого | | | | | 195 822 |

5.6 Затраты на программное обеспечение

Для работы на персональных компьютерах необходима покупка операционных систем и другого программного обеспечения. Минимально необходимый список программного обеспечения и затраты на них СПО представлены в таблице 6.

Таблица 6 – Затраты на покупку программного обеспечения

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| № | Наименование | Себестоимость, руб. | Кол-во, шт. | Итоговая себестоимость, руб. |
| 1 | Microsoft Windows 10 | 12 560 | 6 | 75 360 |
| 2 | Microsoft Office 2019 | 5 550 | 6 | 33 300 |
| 3 | Mathcad Professional – Individual | 91 800 | 6 | 550 800 |
| 4 | Аскон КОМПАС-3D v18 | 146 000 | 4 | 584 000 |
| 5 | БД InterMech Search | 73 792 | 6 | 442 752 |
| 6 | Siemens NX | 740 100 | 4 | 2 960 400 |
| Итого | | | | 1. 646 612 |

5.7 Затраты на расходные материалы

Определяется перечень минимально необходимых расходных материалов для организации работ, их стоимость, количество и суммарные затраты на них СПО представлены в таблице 7.

Таблица 7 – Затраты на расходные материалы

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| № | Наименование материалов | Цена, руб. | Кол-во, шт. | Сумма, руб. |
| 1 | Бумага «SvetoCopy» 500 листов | 225 | 1000 | 225 000 |
| 2 | Бумага для плоттера «Albeo» | 375 | 100 | 37 500 |
| 3 | Флеш-накопитель 64Gb «Samsung» | 338 | 8 | 2 704 |
| 4 | Канцелярские принадлежности | 9 200 | 10 | 92 000 |
| Итого | | | | 3 754 204 |

5.8 Накладные расходы

Это расходы, связанные с выполнением проекта, которые следует вычислить, ориентируясь на расходы по основной заработной плате. Обычно они составляют от 60% до 100% расходов на основную заработную плату [1].

Предполагаем, что накладные расходы составят 70% от заработной платы, тогда:

5.9 Затраты, связанные с организацией рабочих мест

Затраты на аренду помещения учитываются в накладных расходах, так как все этапы работ выполняются на предприятии, также нет необходимости в поиске помещения.

Суммарные затраты на проектирование определяются по формуле:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

5.10 Затраты на проведение испытаний

Затраты на основные материалы:

,

где норма расхода основного материала данного вида, оптовая цена основного материала.

Норма расхода основного материала:

,

где масса детали, коэффициент использования материала.

Таблица 8– Стоимость материалов

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Наименование материала | Количество материала, кг | КИМ | Цена материала, руб/кг | Затраты, руб |
| СТРТ топливо | 1075 | 0,95 | 500 | 537500 |
| Сталь нержавеющая, лист | 220 | 0,8 | 100 | 22000 |
| Органопластик | 40 | 0,9 | 2000 | 80000 |
| ТЗП | 40 | 0,95 | 1200 | 48000 |
| Прочее |  | | | 15000 |
| Итого |  | | | 702500 |

Затраты на основные материалы:

.

Таблица 9 – стоимость изготовления изделия

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Статьи | Затраты, руб | Доля, % |
| Затраты на основные материалы | 737 625 | 75 |
| Основная заработная плата | 112 200 | 11 |
| Дополнительная заработная плата | 22 440 | 2 |
| Отчисления на социальные нужды | 34 782 | 4 |
| Накладные затраты | 78 540 | 8 |
| Итого | 985 587 | 100 |

Стоимость изготовления изделия может быть определена по следующим статьям расходов:

* затраты на основные материалы;
* основная заработная плата на изготовление;
* дополнительная заработная плата;
* отчисления на социальные нужды;
* накладные затраты.

Затраты на материальную часть испытаний РДТТ определяются по формуле:

,

где необходимое для испытаний количество двигательных установок.

Ориентировочная стоимость проведения предварительных испытаний составляет 15 950 тыс. руб.

Ориентировочная стоимость корректировки РКД составляет 2 536 тыс. руб.

Суммарные затраты на испытания составляют:

Тогда полные затраты составляют:

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. В. И. Ворфоломеев, М. И. Копытов, «Проектирование и испытание баллистических ракет» Военное издательство министерства обороны СССР, Москва, 1970
2. Карманов Д.Д., Лепихин Т.А., Жабко Н.А., «О некоторых задачах внешней баллистики» Санкт-Петербургский государственный университет, г. Санкт-Петербург, Россия, 2017
3. Р.Ф.МАЛИКОВ, «Практикум по компьютерному моделированию физических явлений и объектов», Учебное пособие, Издание 2-е, Уфа, 2005
4. Ягодников Д.А., Андреев Е.А. Основы проектирования ракетных двигательных установок на твердом топливе. Методическое пособие по курсовому и дипломному проектированию. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. – 112с.
5. Фахрутдинов И.Х. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива / И.Х. Фахрутдинов, А.В. Котельников. – Рипол Классик, 1987. – 328 с.
6. Александренков В.П., Ягодников Д.А. Расчет коэффициентов тепломассообмена в сопле Лаваля РДТТ. Методические указания к домашнему заданию по курсу «Теплозащита и прочность конструкций РДТТ». – Москва: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. – 19 с
7. Фиошина М.А., Русин Д.Л. Основы химии и технологии порохов и твердых ракетных топлив: Учеб. пособие / РХТУ им. Д.И. Менделеева. – М., 2001.
8. Ягодников Д.А., Арефьев К.Ю., Козичев В.В., Федотова К.В., Мелешко В.Ю. Технология производства и свойства твердых топлив. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. – с.
9. Иванов Н. И. Инженерная акустика. Теория и практика борьбы с шумом / Н. И. Иванов, Москва: Логос, 2016. 424 c.
10. Белов С.В., Барбинов Ф.А., Козьяков А.Ф., Павлихин Г.П. Охрана окружающей среды. – Москва: «Высшая школа», 1983 - с.264.
11. Меняев М.Ф. Цифровая экономика инновационного производства: Учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, с.

ПРИОЖЕНИЕ А

Программа расчета дальности полета баллистической ракеты







































































**П а с с и в н ы й у ч а с т о к**













































































ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Термодинамический расчет

Исходный состав: (C10.694H43.856O22.469N5.617Cl5.617Al7.042[-1934] - 1)

Состав, моль/кг: C 10.6945 H 43.8579 O 22.4699 N 5.6172 Cl5.6172 Al7.0423

1-й параметр: p(кам) =10

2-й параметр: I = -1934.000

расширение: d(a) / d(кр) =4.4 (равновесное)

-------------------------------------------------------------------------------

Плотность смеси исходных веществ: -

Коэффициент избытка окислительных элементов: 0.46916

Равновесные параметры при p(кам)=10 МПа, p=10 МПа (камера, СИ):

p=10 T=3173.14 v=0.102417 S=9.67519 I=-1934

U=-2861.94 M=42.0111 Cp=2.01283 k=1.19098 Cp'=3.12775

k'=1.15355 Ap=0.0003611 Bv=0.0003583 Gt=0.101793e-6 MMg=17.3781

Rg=478.439 Cpg=2.21308 kg=1.27582 Cp'g=3.11731 k'g=1.23005

Mu=0.0000876 Lt=0.448568 Lt'=0.777346 Pr=0.431956 Pr'=0.351105

A=1082.68 z=0.325385 Bm=0.0251286 n= - w=0

Mach=0 Frel= - F'= - alpha=0.469163 Dens= -

Равновесные концентрации (моль/кг):

O = 0.6578e-3 O2 = 0.2830e-4 H = 0.67733 H2 = 17.283

OH = 0.028 HO2 = 0.4374e-6 H2O = 1.9133 H2O2 = 0.3686e-6

Cl = 0.12168 Cl2 = 0.2384e-3 ClO = 0.8834e-5 ClO2 = 0.1091e-10

Cl2O = 0.1252e-9 HCl = 4.6353 HOCl = 0.2557e-4 N = 0.4173e-4

N2 = 2.805 N3 = 0.2912e-9 NO = 0.00128 NO2 = 0.1244e-7

N2O = 0.2223e-6 NH = 0.2056e-3 NH2 = 0.3275e-3 NH3 = 0.0019

N2H2 = 0.4919e-7 N2H4 = 0.1225e-9 HN3 = 0.7010e-9 HNO = 0.4048e-5

HNO2 = 0.1128e-7 NH3O = 0.2990e-8 ClNO = 0.1178e-6 C = 0.1547e-6

C2 = 0.1941e-9 C3 = 0.3156e-11 CO = 10.539 CO2 = 0.15012

C2O = 0.3066e-6 C3O2 = 0.2164e-8 CH = 0.3537e-6 CH2 = 0.3493e-5

CH3 = 0.5057e-4 CH4 = 0.8854e-4 C2H = 0.7937e-7 C2H2 = 0.4974e-5

C2H3 = 0.2899e-7 C2H4 = 0.2430e-7 C2H5 = 0.1172e-9 C2H6 = 0.2593e-10

C3H = 0.1407e-8 C4H2 = 0.3351e-11 CHO = 0.00119 CHO2 = 0.2321e-4

CH2O = 0.1954e-3 CH2O2 = 0.1766e-4 CH3O = 0.1388e-7 CH4O = 0.4594e-10

C2H4O2 = 0.1222e-10 CCl = 0.3348e-6 CCl2 = 0.5310e-8 CCl3 = 0.6157e-11

C2Cl = 0.2918e-9 C2Cl2 = 0.6247e-10 ClCO = 0.4519e-4 Cl2CO = 0.5286e-7

CHCl = 0.1981e-6 CH2Cl = 0.1380e-5 CH3Cl = 0.7368e-6 CHCl2 = 0.1530e-7

CH2Cl2 = 0.3534e-8 CHCl3 = 0.1686e-10 C2HCl = 0.3410e-7 C2H3Cl = 0.6446e-9

C2H2Cl2 = 0.3456e-11 HClCO = 0.7480e-5 CN = 0.1445e-4 CN2 = 0.1211e-6

C2N = 0.2050e-8 C2N2 = 0.1436e-7 NCO = 0.6242e-6 HCN = 0.00343

HNC = 0.1121e-4 C2HN = 0.2689e-8 C3HN = 0.2924e-8 N2C = 0.4682e-5

ClCN = 0.5738e-5 Al = 0.00349 Al2 = 0.2428e-6 AlO2 = 0.1761e-5

Al2O = 0.0032 Al2O2 = 0.4350e-4 Al2O3(c) = 3.1913 Al2O3 = 0.5962e-7

AlH = 0.00195 AlH2 = 0.6646e-4 AlH3 = 0.2943e-6 AlOH = 0.03308

HAlO = 0.4938e-5 HAlO2 = 0.7585e-4 AlO2H2 = 0.00268 AlO3H3 = 0.1989e-4

AlCl = 0.32509 AlCl2 = 0.18579 AlCl3 = 0.02325 Al2Cl6 = 0.2170e-7

AlOCl = 0.00635 AlOCl2 = 0.2428e-3 AlHCl = 0.00691 AlH2Cl = 0.3087e-4

AlHCl2 = 0.00192 AlOHCl = 0.04512 AlO2H2Cl = 0.9992e-3 AlOHCl2 = 0.01473

AlN = 0.3569e-5 AlC = 0.5687e-8 AlC2 = 0.9794e-10 Al2C2 = 0.3608e-11

e- = 0.5609e-6 O- = 0.3561e-9 O2- = 0.1187e-11 H- = 0.2043e-7

H3+ = 0.2146e-10 OH- = 0.2098e-7 H2O+ = 0.1115e-10 H3O+ = 0.1775e-7

Cl- = 0.4784e-4 NO+ = 0.1227e-9 NH4+ = 0.8167e-9 CHO+ = 0.4630e-8

CN- = 0.2960e-7 Al+ = 0.4903e-4 AlO- = 0.5779e-6 AlO2- = 0.1914e-8

AlO = 0.00145

Равновесные параметры при p(кам)=10 МПа, p=5.7455 МПа (кр.сечение, СИ):

p=5.74545 T=2967.4 v=0.165904 S=9.67519 I=-2481.88

U=-3339.3 M=41.9418 Cp=2.00381 k=1.19091 Cp'=2.88355

k'=1.15592 Ap=0.0003734 Bv=0.0003714 Gt=0.176492e-6 MMg=17.1555

Rg=484.648 Cpg=2.21045 kg=1.28083 Cp'g=2.95942 k'g=1.23608

Mu=0.000084 Lt=0.427204 Lt'=0.688172 Pr=0.434587 Pr'=0.361195

A=1046.78 z=0.337206 Bm=0.0216252 n=1.14889 w=1046.78

Mach=1 Frel=1 F'=0.0001585 Isp=1957.38 B=1584.9

Равновесные концентрации (моль/кг):

O = 0.2546e-3 O2 = 0.9438e-5 H = 0.49064 H2 = 17.533

OH = 0.01483 HO2 = 0.1098e-6 H2O = 1.6505 H2O2 = 0.1036e-6

Cl = 0.09342 Cl2 = 0.1593e-3 ClO = 0.3175e-5 ClO2 = 0.1694e-11

Cl2O = 0.2975e-10 HCl = 4.9215 HOCl = 0.1149e-4 N = 0.1546e-4

N2 = 2.8064 N3 = 0.6789e-10 NO = 0.5806e-3 NO2 = 0.2846e-8

N2O = 0.7590e-7 NH = 0.8475e-4 NH2 = 0.1539e-3 NH3 = 0.00128

N2H2 = 0.1577e-7 N2H4 = 0.3217e-10 HN3 = 0.1826e-9 HNO = 0.1339e-5

HNO2 = 0.2626e-8 NH3O = 0.7242e-9 ClNO = 0.3586e-7 C = 0.3885e-7

C2 = 0.3519e-10 CO = 10.556 CO2 = 0.13482 C2O = 0.9853e-7

C3O2 = 0.8244e-9 CH = 0.9399e-7 CH2 = 0.1256e-5 CH3 = 0.2625e-4

CH4 = 0.6045e-4 C2H = 0.2351e-7 C2H2 = 0.2528e-5 C2H3 = 0.1071e-7

C2H4 = 0.1168e-7 C2H5 = 0.3782e-10 C2H6 = 0.1037e-10 C3H = 0.3829e-9

CHO = 0.6089e-3 CHO2 = 0.9960e-5 CH2O = 0.1136e-3 CH2O2 = 0.8774e-5

CH3O = 0.4445e-8 CH4O = 0.1143e-10 C2H4O2 = 0.3988e-11 CCl = 0.1103e-6

CCl2 = 0.1892e-8 CCl3 = 0.1949e-11 C2Cl = 0.7950e-10 C2Cl2 = 0.2210e-10

ClCO = 0.2172e-4 Cl2CO = 0.2612e-7 CHCl = 0.7038e-7 CH2Cl = 0.6208e-6

CH3Cl = 0.4273e-6 CHCl2 = 0.6155e-8 CH2Cl2 = 0.1689e-8 CHCl3 = 0.5928e-11

C2HCl = 0.1457e-7 C2H3Cl = 0.2664e-9 C2H2Cl2 = 0.1194e-11 HClCO = 0.4015e-5

CN = 0.5788e-5 CN2 = 0.3929e-7 C2N = 0.5014e-9 C2N2 = 0.5617e-8

NCO = 0.2141e-6 HCN = 0.00234 HNC = 0.4914e-5 C2HN = 0.7201e-9

C3HN = 0.1138e-8 N2C = 0.1950e-5 ClCN = 0.3111e-5 Al = 0.0013

Al2 = 0.2958e-7 AlO2 = 0.3708e-6 Al2O = 0.9186e-3 Al2O2 = 0.1080e-4

Al2O3(c) = 3.3072 Al2O3 = 0.9128e-8 AlH = 0.6857e-3 AlH2 = 0.1814e-4

AlH3 = 0.6643e-7 AlOH = 0.01416 HAlO = 0.1208e-5 HAlO2 = 0.2505e-4

AlO2H2 = 0.9822e-3 AlO3H3 = 0.6702e-5 AlCl = 0.2069 AlCl2 = 0.13776

AlCl3 = 0.02227 Al2Cl6 = 0.1426e-7 AlOCl = 0.00332 AlOCl2 = 0.1158e-3

AlHCl = 0.00311 AlH2Cl = 0.1129e-4 AlHCl2 = 0.00113 AlOHCl = 0.02327

AlO2H2Cl = 0.4843e-3 AlOHCl2 = 0.01002 AlN = 0.7414e-6 AlC = 0.8024e-9

AlC2 = 0.1338e-10 e- = 0.1697e-6 O- = 0.4130e-10 H- = 0.3701e-8

H3+ = 0.4549e-11 OH- = 0.3657e-8 H2O+ = 0.1892e-11 H3O+ = 0.6364e-8

Cl- = 0.1910e-4 NO+ = 0.2599e-10 NH4+ = 0.3409e-9 CHO+ = 0.1472e-8

CN- = 0.6516e-8 Al+ = 0.1937e-4 AlO- = 0.9516e-7 AlO2- = 0.2371e-9

AlO = 0.4614e-3

Равновесные параметры при p(кам)=10 МПа, p=0.05973 МПа (вых.сечение, СИ):

p=0.0597272 T=1598.65 v=8.51031 S=9.67519 I=-5780.36

U=-6193.86 M=41.7626 Cp=1.78755 k=1.21636 Cp'=1.79974

k'=1.21482 Ap=0.0006258 Bv=0.0006258 Gt=0.0000167 MMg=16.7615

Rg=496.04 Cpg=2.05234 kg=1.31873 Cp'g=2.07114 k'g=1.31532

Mu=0.0000546 Lt=0.255268 Lt'=0.255268 Pr=0.438975 Pr'=0.442997

A=785.797 z=0.359015 Bm=0.0145607 n=1.1585 w=2773.58

Mach=3.52963 Frel=19.3599 F'=0.0030684 Isp=2956.84 B= -

Равновесные концентрации (моль/кг):

O = 0.3326e-9 O2 = 0.8484e-11 H = 0.00183 H2 = 18.103

OH = 0.3976e-5 H2O = 1.0167 Cl = 0.4467e-3 Cl2 = 0.2629e-6

ClO = 0.3331e-11 HCl = 5.6165 HOCl = 0.7712e-9 N = 0.8692e-11

N2 = 2.8085 NO = 0.2310e-7 NH = 0.6684e-9 NH2 = 0.2605e-7

NH3 = 0.9503e-4 HNO = 0.3750e-11 CO = 10.499 CO2 = 0.19554

CH2 = 0.4436e-11 CH3 = 0.4706e-7 CH4 = 0.2217e-4 C2H2 = 0.3549e-8

C2H4 = 0.1076e-9 CHO = 0.3364e-6 CHO2 = 0.3135e-8 CH2O = 0.1307e-5

CH2O2 = 0.7790e-7 ClCO = 0.3078e-8 Cl2CO = 0.1392e-10 CH2Cl = 0.1061e-9

CH3Cl = 0.8409e-8 CH2Cl2 = 0.1643e-11 C2HCl = 0.1191e-11 HClCO = 0.1015e-7

CN = 0.2746e-10 HCN = 0.4741e-4 HNC = 0.2817e-9 N2C = 0.6976e-10

ClCN = 0.1947e-8 Al = 0.1699e-11 Al2O3(c) = 3.5211 AlH = 0.1674e-11

AlOH = 0.2310e-8 AlO2H2 = 0.4616e-9 AlO3H3 = 0.2597e-10 AlCl = 0.7008e-6

AlCl2 = 0.7766e-5 AlCl3 = 0.9521e-4 AlOCl = 0.4841e-8 AlOCl2 = 0.1157e-9

AlHCl = 0.4118e-9 AlHCl2 = 0.1342e-7 AlOHCl = 0.1006e-6 AlO2H2Cl = 0.2364e-7

AlOHCl2 = 0.4424e-5 Cl- = 0.1032e-11

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Графическая часть дипломного проекта