1. **ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКАЯ ЧАСТЬ**

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. 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:

1.2. Исходные данные на моделирование

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |
| Площадь миделя | 0,332 |
| Масса конструкции, | 1135 |
| Требуемая дальность полета | 200 |
| Угол старта ракеты | 90 |
| Угол выхода из активного участка | 45 |
| Массовый расход | 50 |
| Время работы двигателя, с | 20 |

Угол наклона вектора скорости к горизонту изменяется по гиперболическому закону от 90 до 45 градусов.

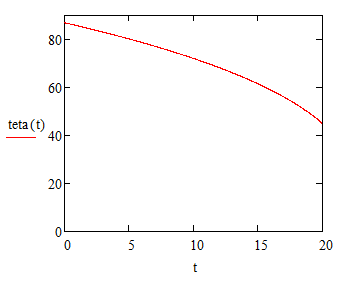


Рисунок 1.2.1 - Программа изменения угла вектора скорости к горизонту

1.3. 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

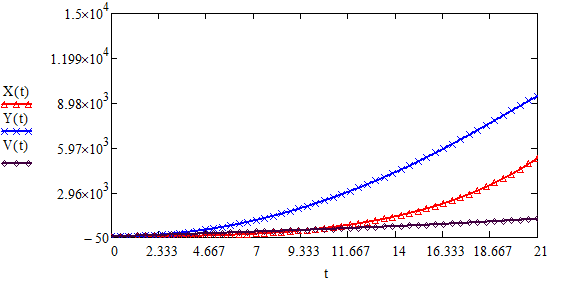


Рисунок 1.3.2 - Результаты расчета. Зависимость параметров от времени.

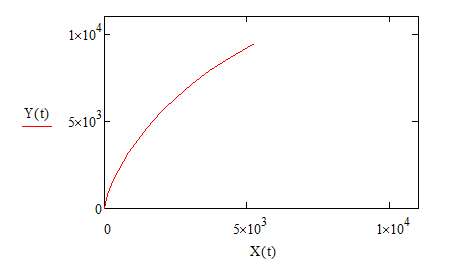


Рисунок 1.3.3 - Результаты расчета. Траектория движения ракеты на активном участке.

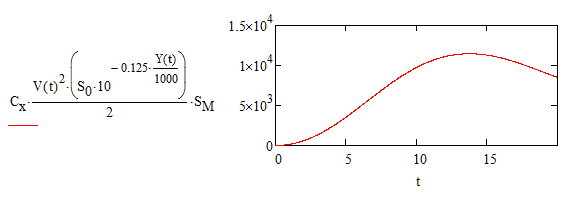


Рисунок 1.3.4 - Результаты расчет. Зависимость силы сопротивления воздуха от времени

* 1. 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.

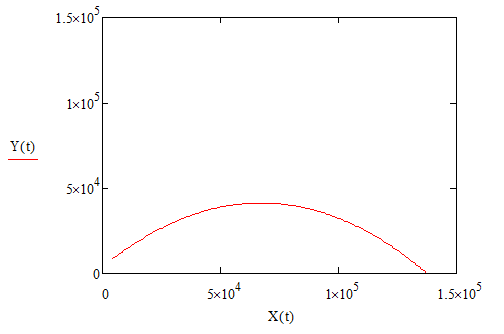


Рисунок 1.4.1 - Результаты расчета. Траектория движения ракеты на пассивном участке.

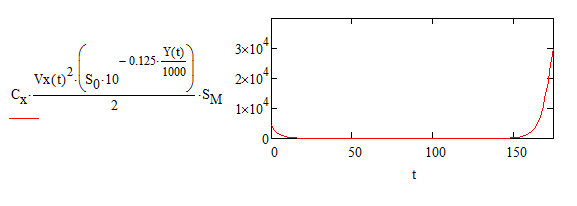


Рисунок 1.4.2 - Результаты расчета. Зависимость силы сопротивления воздуха от времени

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.

1.5 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 |

1.6 Выводы раздела 1

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 максимальной дальности полета ракеты , что является необходимой характеристикой для проектирования РДТТ.

# Список литературы

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. Конструкторская часть

ВВЕДЕНИЕ

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. 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 проектируется заряд формы «звезда», опираясь на полученные средние значения. Полученный заряд, а также его стадии горения представлены на графическом листе №

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

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

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 |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 5 | 1,804 | 7,36 | 11,28 | 0,44 | 93,8 |
| 10 | 1,872 | 7,72 | 11,42 | 0,88 | 98,9 |
| 15 | 1,939 | 8,08 | 11,55 | 1,31 | 104,0 |
| 20 | 2,007 | 8,44 | 11,69 | 1,74 | 109,3 |
| 25 | 2,075 | 8,81 | 11,82 | 2,16 | 114,6 |
| 30 | 2,143 | 9,18 | 11,95 | 2,58 | 119,9 |
| 35 | 2,211 | 9,56 | 12,07 | 3,00 | 125,3 |
| 40 | 2,279 | 9,94 | 12,19 | 3,41 | 130,8 |
| 45 | 2,347 | 10,32 | 12,31 | 3,81 | 136,3 |
| 50 | 2,415 | 10,70 | 12,43 | 4,22 | 141,8 |
| 55 | 2,447 | 10,87 | 12,48 | 4,62 | 144,4 |
| 60 | 2,471 | 10,99 | 12,52 | 5,02 | 146,3 |
| 65 | 2,494 | 11,10 | 12,55 | 5,41 | 148,2 |
| 70 | 2,518 | 11,23 | 12,59 | 5,81 | 150,1 |
| 75 | 2,541 | 11,34 | 12,62 | 6,21 | 152,0 |
| 80 | 2,565 | 11,46 | 12,66 | 6,60 | 153,9 |
| 85 | 2,589 | 11,58 | 12,69 | 7,00 | 155,8 |
| 90 | 2,612 | 11,70 | 12,72 | 7,39 | 157,7 |
| 95 | 2,636 | 11,82 | 12,76 | 7,78 | 159,7 |
| 100 | 2,647 | 11,86 | 12,77 | 8,17 | 160,5 |
| 105 | 2,639 | 11,79 | 12,75 | 8,57 | 159,7 |
| 110 | 2,63 | 11,71 | 12,73 | 8,96 | 158,8 |
| 115 | 2,622 | 11,64 | 12,71 | 9,35 | 158,1 |
| 120 | 2,614 | 11,57 | 12,69 | 9,75 | 157,3 |
| 125 | 2,606 | 11,49 | 12,66 | 10,14 | 156,5 |
| 130 | 2,598 | 11,42 | 12,64 | 10,54 | 155,7 |
| 135 | 2,589 | 11,35 | 12,62 | 10,93 | 154,9 |
| 140 | 2,581 | 11,28 | 12,60 | 11,33 | 154,1 |
| 145 | 2,573 | 11,21 | 12,58 | 11,73 | 153,3 |
| 150 | 2,565 | 11,13 | 12,56 | 12,12 | 152,5 |
| 155 | 2,557 | 11,07 | 12,54 | 12,52 | 151,8 |
| 160 | 2,549 | 11,00 | 12,52 | 12,92 | 151,0 |
| 165 | 2,542 | 10,93 | 12,50 | 13,32 | 150,3 |
| 170 | 2,534 | 10,86 | 12,48 | 13,72 | 149,5 |
| 175 | 2,527 | 10,80 | 12,46 | 14,12 | 148,8 |
| 180 | 2,52 | 10,74 | 12,44 | 14,53 | 148,2 |
| 185 | 2,513 | 10,68 | 12,42 | 14,93 | 147,5 |
| 190 | 2,506 | 10,61 | 12,40 | 15,33 | 146,8 |
| 195 | 2,499 | 10,55 | 12,39 | 15,74 | 146,1 |
| 200 | 2,492 | 10,49 | 12,37 | 16,14 | 145,4 |
| 205 | 2,485 | 10,43 | 12,35 | 16,54 | 144,8 |
| 210 | 2,478 | 10,37 | 12,33 | 16,95 | 144,1 |
| 215 | 2,471 | 10,31 | 12,31 | 17,36 | 143,4 |
| 220 | 2,464 | 10,25 | 12,29 | 17,76 | 142,7 |
| 225 | 2,457 | 10,18 | 12,27 | 18,17 | 142,1 |
| 230 | 2,45 | 10,12 | 12,25 | 18,58 | 141,4 |
| 235 | 2,443 | 10,06 | 12,23 | 18,99 | 140,7 |
| 240 | 2,436 | 10,00 | 12,22 | 19,40 | 140,1 |
| 245 | 2,429 | 9,95 | 12,20 | 19,81 | 139,4 |
| 250 | 1,854 | 6,89 | 11,09 | 20,26 | 94,3 |

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 |
| 5 | 1,804 | 4,63 | 7,10 | 0,70 | 56,3 | 9,21 | 14,11 | 0,35 | 119,2 |
| 10 | 1,872 | 4,86 | 7,18 | 1,40 | 59,5 | 9,67 | 14,29 | 0,70 | 125,6 |
| 15 | 1,939 | 5,08 | 7,27 | 2,09 | 62,6 | 10,12 | 14,46 | 1,05 | 132,0 |
| 20 | 2,007 | 5,31 | 7,35 | 2,77 | 65,9 | 10,58 | 14,63 | 1,39 | 138,6 |
| 25 | 2,075 | 5,54 | 7,43 | 3,44 | 69,2 | 11,05 | 14,79 | 1,73 | 145,2 |
| 30 | 2,143 | 5,77 | 7,50 | 4,11 | 72,5 | 11,52 | 14,95 | 2,06 | 152,0 |
| 35 | 2,211 | 6,00 | 7,58 | 4,77 | 75,9 | 11,99 | 15,11 | 2,40 | 158,7 |
| 40 | 2,279 | 6,24 | 7,65 | 5,42 | 79,2 | 12,47 | 15,27 | 2,72 | 165,6 |
| 45 | 2,347 | 6,48 | 7,73 | 6,07 | 82,7 | 12,96 | 15,42 | 3,05 | 172,5 |
| 50 | 2,415 | 6,72 | 7,80 | 6,71 | 86,1 | 13,44 | 15,57 | 3,37 | 179,5 |
| 55 | 2,447 | 6,82 | 7,83 | 7,35 | 87,7 | 13,66 | 15,63 | 3,69 | 182,8 |
| 60 | 2,471 | 6,89 | 7,85 | 7,99 | 88,8 | 13,82 | 15,68 | 4,01 | 185,2 |
| 65 | 2,494 | 6,96 | 7,87 | 8,62 | 90,0 | 13,97 | 15,72 | 4,33 | 187,5 |
| 70 | 2,518 | 7,04 | 7,89 | 9,26 | 91,1 | 14,13 | 15,77 | 4,64 | 190,0 |
| 75 | 2,541 | 7,11 | 7,90 | 9,89 | 92,2 | 14,28 | 15,81 | 4,96 | 192,3 |
| 80 | 2,565 | 7,18 | 7,92 | 10,52 | 93,4 | 14,43 | 15,86 | 5,27 | 194,8 |
| 85 | 2,589 | 7,26 | 7,94 | 11,15 | 94,6 | 14,59 | 15,90 | 5,59 | 197,2 |
| 90 | 2,612 | 7,32 | 7,96 | 11,78 | 95,7 | 14,74 | 15,94 | 5,90 | 199,6 |
| 95 | 2,636 | 7,40 | 7,98 | 12,40 | 96,9 | 14,90 | 15,99 | 6,21 | 202,1 |
| 100 | 2,647 | 7,42 | 7,98 | 13,03 | 97,4 | 14,96 | 16,00 | 6,53 | 203,2 |
| 105 | 2,639 | 7,38 | 7,97 | 13,66 | 96,8 | 14,87 | 15,98 | 6,84 | 202,2 |
| 110 | 2,63 | 7,32 | 7,95 | 14,29 | 96,2 | 14,78 | 15,95 | 7,15 | 201,1 |
| 115 | 2,622 | 7,28 | 7,94 | 14,92 | 95,7 | 14,70 | 15,93 | 7,47 | 200,2 |
| 120 | 2,614 | 7,23 | 7,92 | 15,55 | 95,2 | 14,61 | 15,91 | 7,78 | 199,2 |
| 125 | 2,606 | 7,18 | 7,91 | 16,18 | 94,6 | 14,53 | 15,88 | 8,10 | 198,3 |
| 130 | 2,598 | 7,14 | 7,89 | 16,81 | 94,1 | 14,44 | 15,86 | 8,41 | 197,3 |
| 135 | 2,589 | 7,09 | 7,87 | 17,45 | 93,5 | 14,35 | 15,83 | 8,73 | 196,3 |
| 140 | 2,581 | 7,04 | 7,86 | 18,08 | 93,0 | 14,27 | 15,81 | 9,04 | 195,3 |
| 145 | 2,573 | 6,99 | 7,84 | 18,72 | 92,4 | 14,18 | 15,78 | 9,36 | 194,4 |
| 150 | 2,565 | 6,95 | 7,83 | 19,36 | 91,9 | 14,10 | 15,76 | 9,68 | 193,4 |
| 155 | 2,557 | 6,90 | 7,81 | 20,00 | 91,4 | 14,02 | 15,74 | 10,00 | 192,5 |
| 160 | 2,549 | 6,86 | 7,80 | 20,64 | 90,9 | 13,93 | 15,71 | 10,31 | 191,5 |
| 165 | 2,542 | 6,82 | 7,78 | 21,28 | 90,4 | 13,86 | 15,69 | 10,63 | 190,7 |
| 170 | 2,534 | 6,77 | 7,77 | 21,93 | 89,9 | 13,78 | 15,66 | 10,95 | 189,7 |
| 175 | 2,527 | 6,73 | 7,75 | 22,57 | 89,4 | 13,70 | 15,64 | 11,27 | 188,9 |
| 180 | 2,52 | 6,69 | 7,74 | 23,22 | 88,9 | 13,63 | 15,62 | 11,59 | 188,1 |
| 185 | 2,513 | 6,65 | 7,73 | 23,87 | 88,5 | 13,55 | 15,60 | 11,91 | 187,3 |
| 190 | 2,506 | 6,61 | 7,71 | 24,51 | 88,0 | 13,48 | 15,58 | 12,23 | 186,4 |
| 195 | 2,499 | 6,57 | 7,70 | 25,16 | 87,5 | 13,41 | 15,55 | 12,55 | 185,6 |
| 200 | 2,492 | 6,53 | 7,68 | 25,81 | 87,1 | 13,33 | 15,53 | 12,88 | 184,8 |
| 205 | 2,485 | 6,48 | 7,67 | 26,47 | 86,6 | 13,26 | 15,51 | 13,20 | 183,9 |
| 210 | 2,478 | 6,44 | 7,65 | 27,12 | 86,1 | 13,19 | 15,49 | 13,52 | 183,1 |
| 215 | 2,471 | 6,40 | 7,64 | 27,77 | 85,7 | 13,11 | 15,47 | 13,85 | 182,3 |
| 220 | 2,464 | 6,37 | 7,63 | 28,43 | 85,2 | 13,04 | 15,44 | 14,17 | 181,5 |
| 225 | 2,457 | 6,33 | 7,61 | 29,09 | 84,8 | 12,97 | 15,42 | 14,49 | 180,7 |
| 230 | 2,45 | 6,29 | 7,60 | 29,75 | 84,3 | 12,90 | 15,40 | 14,82 | 179,8 |
| 235 | 2,443 | 6,25 | 7,58 | 30,40 | 83,8 | 12,83 | 15,38 | 15,14 | 179,0 |
| 240 | 2,436 | 6,21 | 7,57 | 31,07 | 83,4 | 12,75 | 15,35 | 15,47 | 178,2 |
| 245 | 2,429 | 6,17 | 7,55 | 31,73 | 82,9 | 12,68 | 15,33 | 15,79 | 177,4 |
| 250 | 1,854 | 4,27 | 6,86 | 32,46 | 54,9 | 8,79 | 13,94 | 16,15 | 120,7 |

2.3. 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;
  1. 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;
  1. 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.

* 1. 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.
  1. 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.

На рассмотрение предложено 2 материала, наиболее подходящих под представленные задачи: Ст. 03Х11Н-10М2Т2-ВД и ВТ-23. Их свойства приведены в таблице

Таблица . Основные характеристики материала силовой оболочки корпуса

|  |  |
| --- | --- |
| Параметр, размерность | Значение |
| Ст. 03Х11Н-10М2Т2-ВД | |
| Предел текучести при растяжении при температуре 500 ⁰С, МПа | 1000 |
| Плотность, кг/м3 | 7,83 |
| Относительное удлинение, % | 14 |
| Потребная толщина обечайки, мм | 2,1 |
| ВТ-23 | |
| Предел текучести при растяжении при температуре 500 ⁰С , МПа | 550 |
| Плотность, кг/м3 | 4,57 |
| Относительное удлинение, % | 15 |
| Потребная толщина обечайки, мм | 3,7 |

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

* 1. 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:

;

.

2.9. 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-х 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:

* 1. 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

1. 1. 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

* 1. 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 :

* 1. 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 | 0000,47 | 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

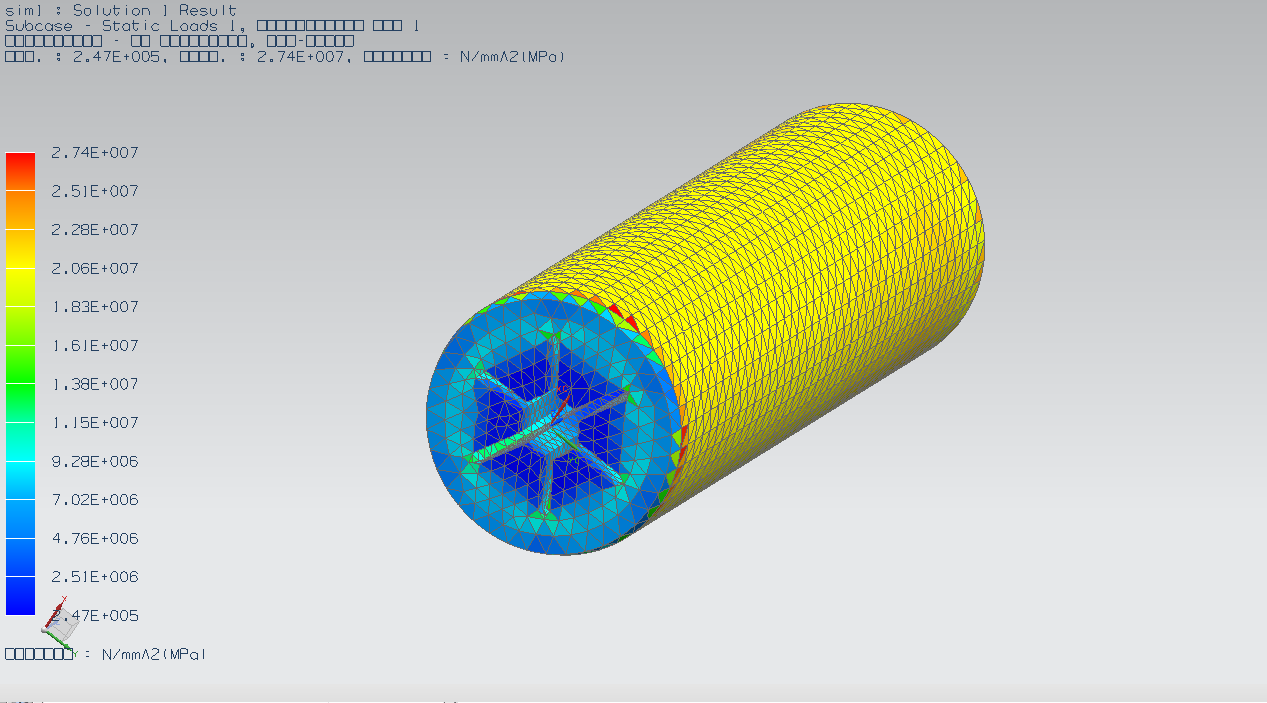


Рисунок. Из результатов расчета видно, что с такими значительными перегрузками не достигается допустимое значение напряжений.

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.