# Конструирование ДЛА РДТТ

Оглавление.

Стр.

1.    Аннотация.

2.    Задание.

3.    Выбор оптимальных параметров.

4.    Изменение поверхности горения по времени.

5.    Профилирование сопла.

6.    Расчет ТЗП.

7.    Приближенный расчет выхода двигателя на режим по

начальной поверхности горения. Геометрические характеристики заряда камеры.

8.    Расчет на прочность основных узлов камеры.

9.    Расчет массы воспламенительного состава.

10.  Описание конструкции.

11.  Спец. часть проекта. УВТ.

12.  Описание ПГС.

13.  Литература.

1.Анотация.

Ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) получили в настоящее время широкое применение. Из опубликованных данных следует, что более 90 % существующих и вновь разрабатываемых ракет оснащаются РДТТ. Этому способствуют такие основные достоинства их, как высокая надежность, простота эксплуатации, постоянная готовность к действию. Наряду с перечисленными достоинствами РДТТ обладают рядом существенных недостатков: зависимостью скорости горения ТРТ от начальной температуры топливного заряда; относительно низким значением удельного импульса ТРТ; трудностью регулирования тяги в широком диапазоне.

РДТТ применяются во всех классах современных ракет военного назначения. Кроме того, ракеты с РДТТ используются в народно- хозяйственных целях, например, для борьбы с градом, бурения скважин, зондирования высоких слоев атмосферы и.д.

Разнообразие областей применения и выполняемых задач способствовало разработке большого числа различных конструкций, отличающихся габаритными, массовыми, тяговыми, временными и другими характеристиками. Некоторые представления о широте применения могут дать характеристики тяги РДТТ, находящиеся в крайних областях этого диапазона. Для РДТТ малых тяг значение тяги находится в пределах от 0,01 Н до 1600 Н. Тяги наиболее крупных двигателей достигают десятков меганьютонов. Например, для РДТТ диаметром 6,6 м тяга составляет 31 МН.

В данной работе рассмотрен вопрос проектирования в учебных ( с использованием ряда учебных пособий) РДТТ верхней ступени ракеты носителя, на смесевом топливе, полагающий знакомство с основами расчета и проектирования твердотопливных двигателей, методиками определения основных параметров двигателя, расчетом прочности, примерами проектирования топливных зарядов.

3.  Выбор оптимальных параметров и топлива.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Тяга двигателя в пустоте | P(Н)= | 30000 |
| Время работы двигателя | t(с)= | 25 |
| Давление на срезе сопла | P a(Па)= | 10270 |
| Топливо ARCADENЕ 253A |  |
| Начальная скорость горения | u1(мм/с)= | 1,554 |
| Показатель степени в законе горения | n | 0,26 |
| Коэффициент температурного влияния на скорость горения | a t= |  0,00156 |
| Начальная температура топлива | tн(°С)= | 20 |
| Начальная температура топлива | Tн(К)= | 293,15 |
| Плотность топлива | r(кг/м^3)= | 1800 |
| Давление в камере сгорания | P k(Па)= | 6150000 |
| Скорость горения при заданном давлении | u(мм/с)= | 4,558 |
| Температура продуктов сгорания | T(К)= | 3359,6 |
| Молекулярный вес продуктов сгорания | m(кг/кмоль)= | 19,531 |
| Средний показатель изоэнтропы на срезе сопла | n= | 1,152 |
| Расчётный удельный импульс | Iу(м/с)= | 2934,8 |
| Расходный комплекс | b(м/с)= | 1551,5 |
| Идеальный пустотный удельный импульс | Iуп(м/с)= | 3077,3 |
| Удельная площадь среза сопла Fуд | (м^2с/кг)= | 30,5 |
| Относительная площадь среза сопла | Fотн= | 54,996 |
| Коэффициент камеры | jк= | 0,980 |
| Коэффициент сопла | jс= | 0,960 |
| Коэффициент удельного импульса | jI= | 0,941 |
| Коэффициент расхода | mс= | 0,990 |
| Коэффициент расходного комплекса | jb= | 0,990 |
| Действительный расходный комплекс | b(м/с)= | 1535,828 |
| Действительный удельный пустотный импульс | Iуп(м/с)= | 2895,124 |
| Действительный расход газа | m(кг/с)= | 10,362 |
| Площадь минимального сечения | Fм(м^2)= | 0,003 |
| Средняя поверхность горения | W(м^2)= | 1,263 |
| Высота свода | e0(мм)= | 113,947 |
|  | e0(м)= | 0,114 |
| Отношение площадей | k=Fсв/Fм= | 3,000 |
| Площадь свободного сечения канала | Fсв(м^2)= | 0,008 |
| Требуемая масса топлива | mт(кг)= | 259,056 |
|  |  |  |
| Количество лучей звезды | i= | 6 |
| Угол | q(°)= | 67,000 |
| e=0,7…0,8 |  | 0,750 |
| Полуугол | q/2(р рад)= | 0,585 |
| Угол элемента звезды | a(рад)= | 0,393 |
| Первый вариант расчёта длины топливного заряда |   |
| A= |  | 0,817 |
| H= |  | 0,084 |
| Диаметр камеры | D= | 0,396 |
| Площадь камеры сгорания | Fк= | 0,123 |
| Радиус камеры | R(м)= | 0,198 |
| Отношение высоты свода к диаметру камеры | e0/D= | 0,288 |
| Относительная величина вылета крышки | m= | 0,500 |
| Величина вылета крышки | b(м)= | 0,099 |
| Приближённый обьём элиптического днища | V(м^3)= | 0,008 |
| Обьём занимаемый двумя днищами | V(м^3)= | 0,016 |
| Относительный радиус скругления свода | r/D= | 0,015 |
| Радиус скругления свода | r(м)= | 0,006 |
| Радиус скругления луча | r1(м)= | 0,005 |
| Вспомогательная площадь | F1(м^2)= | 0,003 |
| Вспомогательная площадь | F2(м^2)= | 0,006 |
| Вспомогательная площадь | F3(м^2)= | 0,003 |
| Площадь остаточного топлива | Fост(м^2)= | 0,004 |
| Длина обечайки камеры сгорания | L(м)= | 1,229 |
| Длина заряда вначале горения | L1(м)= | 1,328 |
| Длина камеры сгорания вместе скрышками | L(м)= | 1,427 |
| Относительная длина камеры | Lот=L/D= | 3,605 |
| Материал обечайки двигателя | Композит материал (стеклопласт ППН) |
| Плотность материала обечайки двигателя | r(кг/м^3)= | 2070,000 |
| Прочность материала обечайки двигателя | σв (Мпа)=  | 950 |
| Материал днищ двигателя | Титановый сплав ВТ14  |
| Плотность материала днищь двигателя | r(кг/м^3)= | 4510,000 |
| Прочность материала днищь двигателя | σв(Мпа)= | 1000 |
| Коэффициент запаса прочности | n= | 1,400 |
| Толщина днища | δ дн= | 0,002 |
| Толщина обечайки | δ об= | 0,002 |
| Масса обечайки двигателя |  |  |
| топливо заполняет одно днище | mоб= | 5,679 |
| Масса днища двигателя | mдн= | 2,572 |
| Суммарная масса топлива, днищь и обечайки топливо заполняет одно днище | mдв= | 269,881 |
|  |  |  |  |  |

**Приближенный расчет выхода двигателя на стационарный режим**

|  |
| --- |
| *Геометрические характеристики заряда и камеры* |
| Диаметр заряда | *D*, м= | 0,387 |
| Длина заряда | *l*, м= | 1,365 |
| Длина камеры сгорания | *L*, м= | 1,462 |
| Диаметр критического сечения | *d*, м= | 0,057 |
| Площадь критического сечения | *Fкр*, м2*=* | 0,003 |
| Площадь проходного сечения | *F=* | 0,005 |
| Давление выхода на режим |  |   |
| Давление вскрытия сопловой диафрагмы |   |

|  |  |
| --- | --- |
| *Характеристики топлива и условия его горения* |   |
| Даление в камере сгорания | *р*, Мпа= | 6,15 |
| Давление воспламенения | *рВ,* Па= | 1845000 |
| Начальная скорость горения | *u*, м/с= | 0,001554 |
| Плотность топлива | *r*, кг/м3= | 1800 |
| Температура продуктов сгорания | *Т*, К= | 3359,6 |
| Молекулярный вес продуктов сгорания | m, кг/кмоль= | 19,531 |
| Показатель изоэнторпы | *K=* | 1,164 |
| Коэффициент тепловых потерь | *c=* | 0,95 |
| Коэффициент расхода | *j2=* | 0,95 |
| Показатель скорости горения | n= | 0,26 |
|  |  |  |  |

|  |  |
| --- | --- |
| *Предварительные вычисления* |   |
| Объем одной крышки | *Vт*, м3*=* | 0,007600335 |
| Площадь поверхности горения | *Sт*, м2*=* | 1,26 |
| Свободный объем камеры сгорания | *Vсв*, м3*=* | 0,014663394 |
| Газодинамическая функция | *A*(*k*) *=* | 0,641445925 |
| Параметр заряжания | *N=* | 7,61987E-06 |
|  |  |  |  |  |

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| *Расчет установившегося давления* |  |  |
| Величина давления при *N1=N*  |  *pуст,* Па*=* | 8246824,202 |
| Величина *e'* в первом приближении |  | 0,00337207 |
| Значение *N1* в первом приближении |  | 7,64566E-06 |
| Величина установившегося давления |
| во втором приближении | *руст*, МПа*=* | 8,209266925 |
| Относительное отклонение давлений |
| на приближениях | Dр*=* | 0,00455415 |
| Принимаем величину установившегося давления*руст,* Мпа | 8,209266925 |   |
|  |  |  |  |  |  |

|  |  |
| --- | --- |
| *Расчет давления в период выхода двигателя на режим* |   |
| Величина | *а*, с-1*=* | 92,7601292 |
| Время выхода на режим | t,с*=* | 0,0397 |
| Интервалы времени Dt, сек |  | 0,00397 |
|  |  |  |  |

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Время t, сек | Относительное давление | Действительное давление |
|  |  |  |
| 0,004 | 0,4936 | 4,052 |
| 0,008 | 0,6406 | 5,259 |
| 0,012 | 0,7475 | 6,136 |
| 0,016 | 0,8237 | 6,762 |
| 0,02 | 0,8774 | 7,203 |
| 0,024 | 0,915 | 7,511 |
| 0,028 | 0,9411 | 7,726 |
| 0,032 | 0,9593 | 7,875 |
| 0,036 | 0,9718 | 7,978 |
| 0,04 | 0,9806 | 8,05 |

4.Изменение поверхности горения по времени.

Высота свода заряда: е0 = 0,114м.;

Длина заряда: L = 1,328м.;

Длина луча заряда: Н = 0,070м.;

Радиус камеры сгорания: R = 0,198м.;

Величина вылета крышки: b = 0,092м.;

Радиус скругления свода: r = 0,005м.;

Радиус скругления луча: r1­­­ = 0,8ּr = 0,0044.;

Полуугол раскрытия лучей: β = Θ/2 = 33,53˚ = 0,585 рад.;

 Угол эл-та звезды:

˚ = 0,44779 рад.;

Длина луча без радиуса скругления: x = H – r = 0,179-0,006 = 0,0781 м;

Скорость горения топлива: u = 4,558 мм/с = 0,00456м/с.;

Определим периметр и площадь горения в начале и в конце каждой  фазы. Начало новой фазы соответствует параметрам конца предыдущей фазы. Полученные данные представлены в таблице.

SI.нач = ПI.начּL ;

SI.кон = ПI.конּL

Периметр и поверхность горения в начале и в конце II фазы:

ПII.нач = ПI.кон = 0,7733 м.;

SII.нач = SI.кон = 1,0273 м.2;

SII.кон = ПII.конּL

Периметр и поверхность горения в начале и в конце III фазы горения (конец III  фазы горения в момент времени τ = 25с.).

ПIII.нач = ПII.кон = 0,8085м.;

SIII.нач = SII.кон = 1,0739 м.2;

SIII.кон = ПIII.конּ(L-b)

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Фаза | I | II | III |
| Периметр горения | 0,77335835 | 0,80849185 | 1,2358041 |
| Площадь горения | 1,02726667 | 1,07393517 | 1,5192155 |

5.Профилирование сопла.

- геометрическая степень расширения сопла;

Fм = 0,00259 м2;

Диаметр минимального сечения:

Площадь среза сопла:

Диаметр среза сопла:

Радиусы скругления:

R1 = 1,5ּRм = 1,5ּ0,006/2 = 0,0917м.;

R2 = 0,5ּ Rм = 0,5ּ0,006/2 = 0,0306м.;

Угол касательной к контуру сопла на выходе βа = 0,106 рад. = 6,073˚;

Относительная длина сопла:

;

Угол на входе в сверхзвуковую часть сопла: βb = 0, 6 рад. = 34,38˚;

Длина сопла:

6.Расчет ТЗП.

Определение коэффициентов теплопроводности.

Камера сгорания.

Давление в камере сгорания:

 р = 6,15 Мпа;

Температура продуктов сгорания:

Т = 3359,6 К;

Средний молекулярный вес продуктов сгорания:

μ = 19,531 кг/кмоль;

Теплоемкость продуктов сгорания:

Ср =  3345 ;

Коэффициент динамической вязкости:

η = 0,9330 ;

Коэффициент теплопроводности:

λ = 0,9812;

Массовый расход продуктов сгорания:

 кг/сек;

Смоченный периметр заряда:

П = 0,7734 м.;

Начальная площадь проходного сечения:

Fсв = 0,00776 м2;

Эквивалентный гидравлический диаметр:

Приведенный диаметр проходного сечения (для расчета лучистого теплового потока):

Средняя длина луча:

l = 0,9ּdсв. = 0,9ּ0,283 = 0,0895м.;

Средняя плотность продуктов сгорания:

Принимаем температуру поверхности  Тст = 2100К;

Переднее Днище.

Коэффициент конвективной теплоотдачи (свободная конвекция):

, где γ – ускорение = 9,81 м/с.; тогда

Определяем коэффициент лучистой теплоотдачи:

Коэффициент Стефана-Больцмана: C0 = 5,67

Массовая доля конденсата:

Z = 0,317;

Принимаем оптический диметр частиц:

d32 = 3 мкм.;

Степень черноты изотермического потока продуктов сгорания:

εр = 0,229 +0,061ּd32 + 0,00011ּТ – 0,3684ּZ+0.00502ּp-0,00338ּl =

    = 0,229 +0,061ּ3+ 0,00011ּ3411 – 0,3684ּ0,317+0.00502ּ10-0,00338ּ0,2547 = 0,6965;

Принимаем степень черноты материала:

εст. = 0,8;

Эффективная степень черноты:

εэф.ст. = (1+ εст.)/2 = (1+0,8)/2 = 0,9;

Лучистый тепловой поток:

Коэффициент лучистой теплоотдачи:

Суммарный коэффициент теплоотдачи:

α = αл + αк = 3046,02+687,41 = 3733,425

Заднее днище.

Коэффициент конвективной теплоотдачи (вынужденной):

Nu = 0,023ּRe0,8ּPr0,4;

Определяем скорость продуктов сгорания у заднего днища:

Критерий Рейнольдса:

Критерий Прандтля:

;

Критерий Нюсельта:

Nu = 0,023ּ1826929,5280,8ּ0,30880,4 = 774,04;

Коэффициент конвективной теплоотдачи:

Коэффициент лучистой теплоотдачи:

αл = 3046,02

α = αл + αк = 18914,7+3046,02 = 21960

Критическое сечение.

Давление продуктов сгорания в критическом сечении:

Ркр = 3534720 Па;

Температура в основном потоке газа:

Т = 3162,3 К;

Температура торможения:

Т0 = 3359,6 К;

Средний молекулярный вес продуктов сгорания:

μ = 19,410 кг/кмоль;

Теплоемкость ПС:

Ср = 1898 ;

Коэффициент динамической вязкости:

η = 0,0000879

η0 = 0,0000915

Коэффициент теплопроводности:

λ = 0,8914 ;

Массовый расход ПС:

 кг/сек;

Площадь критического сечения:

Fм = 0,0026 м2;

Диаметр минимального сечения: dм = 0,057м.;

Температура поверхности: Тст. = 2300 К;

Критерий Прандтля:

;

Определяющая температура:

Тf = 0,5ּ(Т+Тст)+0,22ּPr1/3(T0-T) = 0,5ּ(3195+2300) +0,22ּ0,3111/3(3411-3195)=2756,1 К;

 Коэффициент динамической вязкости при Тf :

ηf = 0,0000798

Плотность газа при Тf :

Плотность газа при Т0 :

Поправка:

;

Радиус кривизны:

r = dм/2 = 0,057/2 = 0,0287 м.;

Коэффициент конвективной теплоотдачи:

Коэффициент лучистой теплоотдачи:

qл – лучистый тепловой поток в камере сгорания.

Суммарный коэффициент теплоотдачи:

α = αл + αк = 2224,73+56687,34 = 58912,068

Срез сопла.

Давление продуктов сгорания в критическом сечении:

Ркр = 10270 Па;

Температура в основном потоке газа:

Т = 1480 К;

Температура торможения:

Т0 = 3660 К;

Средний молекулярный вес продуктов сгорания:

μ = 19,42 кг/кмоль;

Теплоемкость ПС:

Ср = 1650,1 ;

Коэффициент динамической вязкости:

η = 0,00006452

η0 = 0,00008

Коэффициент теплопроводности:

λ = 0,1745 ;

Массовый расход ПС:

 кг/сек;

Площадь среза сопла:

Fа = 0,14233 м2;

Диаметр на срезе сопла: dа = 0,458м.;

Температура поверхности: Тст. = 1600 К;

Критерий Прандтля:

;

Определяющая температура:

Тf = 0,5ּ(Т+Тст)+0,22ּPr1/3(T0-T) = 0,5ּ(1480,3+1600) +0,22ּ0,44971/3(3360-1480)=1990 К;

 Коэффициент динамической вязкости при Тf :

ηf = 0,00006036

Плотность газа при Тf :

Плотность газа при Т0 :

Поправка:

;

Радиус кривизны:

r = dа/2 = 0,5188/2 = 0,2594 м.;

Коэффициент конвективной теплоотдачи:

Коэффициент лучистой теплоотдачи:

Суммарный коэффициент теплоотдачи:

α = αл + αк = 25,678+143,641 = 169,32

Расчет ТЗП.

1.Переднее днище.

Время работы двигателя 25 секунд.

Материал стенки: ВТ-14;

Плотность: ρМ = 4510 кг/м3;

Прочность материала днища: σ = 1000 МПа;

Теплоемкость титанового сплава: СрМ = 586

Теплопроводность: λМ = 16,9

Коэффициент теплопроводности: аМ = 0,00000642 м2/сек;

Толщина днища: δдн = 0,00445 м.;

Допустимая температура стенки: Тg = 900 К;

Начальная температура материала: Т = 293,15 К;

Материал теплозащитного покрытия: ZiO2;

Плотность: ρп = 4400 кг/м3;

Теплоемкость покрытия: СрП = 733

Теплопроводность: λП = 0,72

Коэффициент теплопроводности:

Коэффициент теплоотдачи: α = 4168,836

Определяем толщину ТЗП для ряда температур стенки (титанового сплава):

Диапазон экслуатационных температур разделим на равные промежутки и проведем расчет по следующим формулам для каждого из них. Данные представлены в таблице:

Температурный симплекс:

;

Коэффициенты аппроксимации, при μ = 0,2…20;

;



|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Допустимы ряд темпер-тур Т (К) | 600 | 650 | 700 | 750 | 800 | 850 |
| q= | 0,8999 | 0,8836 | 0,8673 | 0,8510 | 0,8347 | 0,8184 |
| lgq0= | 0,0122 |  |  |  |  |  |
| С= | 0,4000 |  |  |  |  |  |
| А= | 0,4500 |  |  |  |  |  |
| lgq-lgq0= | -0,0580 | -0,0659 | -0,0740 | -0,0823 | -0,0907 | -0,0992 |
| 1/М= | 0,0036 | 0,0036 | 0,0036 | 0,0036 | 0,0036 | 0,0036 |
| δп(м)= | 0,0067 | 0,0061 | 0,0056 | 0,0051 | 0,0048 | 0,0045 |

2.Заднее днище.

Время работы двигателя 25 секунд.

Материал стенки: ВТ-14;

Плотность: ρМ = 4510 кг/м3;

Прочность материала днища: σ = 1000 МПа;

Теплоемкость титанового сплава: СрМ = 586

Теплопроводность: λМ = 16,9

Коэффициент теплопроводности: аМ = 0,00000642 м2/сек;

Толщина днища: δдн = 0,00445 м.;

Допустимая температура стенки: Тg = 900 К;

Начальная температура материала: Т = 293,15 К;

Материал теплозащитного покрытия: ZiO2;

Плотность: ρп = 4400 кг/м3;

Теплоемкость покрытия: СрП = 733

Теплопроводность: λП = 0,72

Коэффициент теплопроводности:

Коэффициент теплоотдачи: α = 4168,836

Определяем толщину ТЗП для ряда температур стенки (титанового сплава):

Диапазон экслуатационных температур разделим на равные промежутки и проведем расчет по следующим формулам для каждого из них. Данные представлены в таблице:

Температурный симплекс:

;

Коэффициенты аппроксимации, при μ = 0,2…20;

;



|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Допустимы ряд темпер-тур Т (К) | 600 | 650 | 700 | 750 | 800 | 850 |
| q= | 0,8999 | 0,8836 | 0,8673 | 0,8510 | 0,8347 | 0,8184 |
| lgq0= | 0,0122 |  |  |  |  |  |
| С= | 0,4000 |  |  |  |  |  |
| А= | 0,4500 |  |  |  |  |  |
| lgq-lgq0= | -0,0580 | -0,0659 | -0,0740 | -0,0823 | -0,0907 | -0,0992 |
| 1/М= | 0,0036 | 0,0036 | 0,0036 | 0,0036 | 0,0036 | 0,0036 |
| δп(м)= | 0,0068 | 0,0062 | 0,0057 | 0,0053 | 0,0050 | 0,0046 |

3.Критическое сечение.

Время работы двигателя 18 секунд.

Материал стенки: ВТ-14;

Плотность: ρМ = 4510 кг/м3;

Прочность материала днища: σ = 1000 МПа;

Теплоемкость титанового сплава: СрМ = 586

Теплопроводность: λМ = 16,9

Коэффициент теплопроводности: аМ = 0,00000642 м2/сек;

Толщина днища: δдн = 0,004 м.;

Допустимая температура стенки: Тg = 800 К;

Начальная температура материала: Т = 293,15 К;

Материал теплозащитного покрытия: Углерод (пирографит);

Плотность: ρп = 2200 кг/м3;

Теплоемкость покрытия: СрП = 971

Теплопроводность: λП = 5

Коэффициент теплопроводности:

Коэффициент теплоотдачи: α = 77954,46

Определяем толщину ТЗП для ряда температур стенки (титанового сплава):

Диапазон экслуатационных температур разделим на равные промежутки и проведем расчет по следующим формулам для каждого из них. Данные представлены в таблице:

Температурный симплекс:

;

Коэффициенты аппроксимации, при μ = 0,2…20;

;



|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Допустимы ряд темпер-тур Т (К) | 600 | 650 | 700 | 750 | 800 | 850 |
| q= | 0,8931 | 0,8756 | 0,8582 | 0,8408 | 0,8233 | 0,8059 |
| lgq0= | 0,0122 |  |  |  |  |  |
| С= | 0,4000 |  |  |  |  |  |
| А= | 0,4500 |  |  |  |  |  |
| lgq-lgq0= | -0,0613 | -0,0699 | -0,0786 | -0,0875 | -0,0966 | -0,1059 |
| 1/М= | 0,0049 | 0,0049 | 0,0049 | 0,0049 | 0,0049 | 0,0049 |
| δп(м)= | 0,0271 | 0,0250 | 0,0233 | 0,0218 | 0,0205 | 0,0194 |

4.Срез сопла.

Время работы двигателя 18 секунд.

Материал стенки: ВТ-14;

Плотность: ρМ = 4510 кг/м3;

Прочность материала днища: σ = 1000 МПа;

Теплоемкость титанового сплава: СрМ = 586

Теплопроводность: λМ = 16,9

Коэффициент теплопроводности: аМ = 0,00000642 м2/сек;

Толщина днища: δдн = 0,004 м.;

Допустимая температура стенки: Тg = 900 К;

Начальная температура материала: Т = 293,15 К;

Материал теплозащитного покрытия: SiC;

Плотность: ρп = 1700 кг/м3;

Теплоемкость покрытия: СрП = 1250

Теплопроводность: λП = 4,19

Коэффициент теплопроводности:

Коэффициент теплоотдачи: α = 1227,904

Определяем толщину ТЗП для ряда температур стенки (титанового сплава):

Диапазон экслуатационных температур разделим на равные промежутки и проведем расчет по следующим формулам для каждого из них. Данные представлены в таблице:

Температурный симплекс:

;

Коэффициенты аппроксимации, при μ = 0,2…20;

;



|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Допустимы ряд темпер-тур Т (К) | 600 | 650 | 700 | 750 | 800 | 850 |
| q= | 0,7415 | 0,6994 | 0,6573 | 0,6152 | 0,5731 | 0,5309 |
| lgq0= | 0,0122 |  |  |  |  |  |
| С= | 0,4000 |  |  |  |  |  |
| А= | 0,4500 |  |  |  |  |  |
| lgq-lgq0= | -0,1421 | -0,1675 | -0,1944 | -0,2232 | -0,2540 | -0,2872 |
| 1/М= | 0,0037 | 0,0037 | 0,0037 | 0,0037 | 0,0037 | 0,0037 |
| δп(м)= | 0,0022 | 0,0014 | 0,0008 | 0,0002 | 0,0002 | 0,0005 |

8.Расчет на прочность камеры сгорания.

Свойство материала корпуса (обечайки):

Стеклопластик:

σв = 950 МПа;

Е = 39,2ּ103 МПа;

Днища:

Титановый сплав:

σв = 1000 МПа;

Толщина обечайки:

δоб = 0,002 м.;

Длина: Lоб. = 1,229 м.;

Диаметр камеры сгорания:

Dк = 0,5443 м.; Rк = 0,200 м.;

Толщина эллиптического днища:

δдн. = 0,002 м.;

Относительная величина вылета крышки:

m= 0,5;

Величина вылета крышки:

b = 0,099 м.;

Напряжения от внутренних сил:

Для обечайки:

Суммарное напряжение:

Коэффициент запаса прочности:

Для эллиптического днища:

Суммарное напряжение:

Коэффициент запаса прочности:

Расчет на устойчивость.

Определяем является ли оболочка длинная. Если выполняется условие , то оболочка считается длинной.

- Оболочка считаем длинной;

Критическое внешнее давление:

Критическое число волн:

Устойчивость от сжатия осевыми силами:

Критическое осевое усилие:

Критическое напряжение сжатие:

=266907МПА

Устойчивость при изгибе обечайки:

Принимаем α­­ с = 0,5.

9.  Расчет массы воспламенителя.

Состав воспламенителя:

Горючее: Бор + Алюминий;

Окислитель: PbCrO4 ;

Воспламенитель находится в петардах.

Воспламенительное устройство корзинного типа.

Давление при котором начинается воспламенение основного заряда

Pк нач.=3500000 Па;

Расчет массы воспламенителя.

Выбираем на 1 м2 горящей по поверхности заряда 0,13 … 0,2 кг. Воспламенительного состава.

SI,П = 1,26 м2 – начальная площадь поверхности горения.

mВ = 0,23 кг.

Определяем размер петард:

dнар = 0,068 м.; dвн. = 0,02 м.;

ρВ = 1640

Определяем объем занимаемый петардами:

Определяем площадь поперечного сечения:

Определяем длину воспламенителя:

Определяем число петард:

Максимальное число шашек может быть до 20 мм. Выбираем 10 мм.

Выбираем число петард 14.

Между петардами помещаются резиновые площадки для уменьшения образование пороховой «пыли». Наличие пороховой «пыли» нежелательно, т.к. она может привести к нестабильной работе воспламенителя и к увеличению полей разбросов его характеристик .

10. Описание конструкции.

Корпус двигателя выполнен из стеклопластика, методом спирально-поперечной намотки.

На внутреннюю поверхность корпуса нанесено ТЗП. Днища корпуса, как переднее, так и заднее – эллиптические, которые при одинаковых параметрах имеет больший объем, чем сферическое днище. В переднем днище располагается воспламенитель корзинного типа. Горючее: Бор + Алюминий; Окислитель: PbCrO4 ;Воспламенитель находится в петардах.

РДТТ снабжается поворотным соплом с жидким шарниром, который обеспечивает предельное отклонение +- 4˚.

Сопло состоит из утопленной входной части, жидкого шарнира. Расширяющаяся часть сопла профилированная (методом Рао). Жидкий шарнир защищен от действия горячих газов теплозащитным кожухом.

Заряд выполнен из топлива марки Arcadene-253A. Конструкция заряда выполнена таким образом, чтобы обеспечить нейтральный закон горения. Канальная часть заряда имеет форму 6-лучевой звезды.

11.Спец. часть проекта. УВТ.

Для управления движения ЛА в соответствии с требуемой траекторией необходимо иметь возможность измять величину и направление вектора скорости, а также ориентацию осей ЛА в пространстве. С этой целью используются реактивные двигатели и различные органы управления, действие которых создает необходимые для управления силы и моменты.

Управление ЛА осуществляется с помощью органов управления, построенных с использованием аэродинамических сил или энергии истекающей струи двигателя. Иногда применяют комбинированные органы управления, в которых используется аэродинамическая сила и сила истекающей газовой струи.

Одним из наиболее простых методов управления вектором тяги является поворотное сопло. Здесь сопло соединяется с корпусом двигателя через жидкий шарнир. Данный шарнир представляет собой опору и фланцем между которым располагается полостью, заполненной маслом. Полость состоит из корпуса (титанового сплава), сама оболочка состоит из эластомера заполненного жидкостью под давлением. Применение такого шарнира позволяет отклонять сопло в двух плоскостях (тангажу и рыскания) на 4 (максимум) градуса.

12.Описание ПГС.

Два руль привода 10 питаются жидкостью. Вся магистраль от руль приводов до бачка 6 заранее заполнена несжимаемым маслом, вытесняется из бачка газом, из  аккумулятора давления. Заправка шарболона 1 происходит через заправочный кран 2. Газ закачивается под давлением, которое контролируется манометром от заправочной станции.

При подаче сигнала срабатывает пиропатрон пироклапана 3. Газ поступает через понижающий редуктор  4 (для поддержания постоянного давления) и разделительную мембрану 5 в бачок с несжимаемым маслом 6. Далее масло поступает на регулятор вектора тяги 7 , которая контролируется системой управления и стабилизации летательным аппаратом 8. Далее магистраль с маслом разделяется в двух направлениях, к 1-ой и 2-й руль машинке 10. При получении электрического импульса срабатывает электро-жидкостный клапан 9 и масло заполняет полость А руль привода и двигает его поршень, масло из полости Б дренажируется через ЭЖК 9. Таким образом происходит поворот сопла в одну сторону. Если нужно повернуть сопло в другом направлении, то электрический импульс поступает на ЭЖК, заполняется полость Б. Дренаж из полости А через ЭЖК 9.

13.Литература.

1.Алемасов В.Е. и др.: «Теория ракетных двигателей», Учебное пособие для студентов высших технич. уч. Заведений./ В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин: Под редакцией В.П. Глушко, М. Машиностроение, 1989 –464с.

2.Ермолаев В.М., Абрамов Ю.Н., Магсумов Т.М. и др.: «Проектирование двигателей ЛА»,: Уч. Пособие – Казань, КАИ, 1972 – 206с.

3.Ермолаев В.М. «Расчет и проектирование камер ДЛА», Уч. Пособие – Казань, КАИ, 1983 – 68 с.

4.Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю. «Термодинамические и баллистические основы проектирования РДТТ» : Уч. Пособие для вузов - М. Машиностроение, 1979 – 392 с.

5.Семенихин П.В., «Выбор оптимальных параметров и расчет параметров и массы твердотопливного двигателя» Уч. Пособие – Казань, КАИ. 1988 – 16с.

6.Семенихин П.В., «Расчет параметров и проектирование твердотопливного двигателя », Часть II – Казань, КАИ, 1989 – 20с.

7.Соколов Б.И., Черенков А.С.: «Смесевые тв. Ракетные топлива », Уч. пособие – Казань, КАИ, 1981 – 76с.

8.Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В., «Конструкция и проектирование РДТТ» : Уч. Пособие для машиностроительных вузов. – М. Машиностроение, 1987- 328 с.