Омский государственный технический университет

Кафедра «Авиа- и ракетостроение»

Специальность 160302 – Ракетные двигатели

**Курсовая работа**

по дисциплине «Теория, расчет и проектирование РД»

**Проектирование твердотопливного ракетного двигателя первой ступени двухступенчатой баллистической ракеты**

Омск, 2006

**Аннотация**

В данном курсовом проекте разработана двигательная установка одноступенчатой баллистической ракеты дальнего действия с основными параметрами:

* Дальность полета = 5500 км;
* Масса ступени = 34291 кг;
* Масса ГЧ = 1900 кг;
* Тяга ступени = 710 кН;
* Время работы ДУ = 137 c;
* Диаметр ракеты = 1.9 м;
* Длина ракеты = 15.32 м;
* Топливо О2ж+ НДМГ.

Курсовой проект состоит из пояснительной записки и графической части.

В данной пояснительной записке приведены проектировочные, тепловые, газодинамические, массовые и оценочные расчеты.

Записка состоит из 59 листов, содержит 26 рисунков и 7 таблиц. Также к записке прилагается задание на курсовой проект. Библиографический список содержит 14 публикаций.

Графическая часть выполнена на трех листах формата А1.

**Содержание**

Введение

Выбор основных параметров двигательной установки

Выбор прототипа

Выбор количества камер сгорания

Выбор схемы ракетного двигателя и системы подачи топлива

Управление вектором тяги

Схема крепления двигательной установки на ракете

Размещение турбонасосного агрегата на двигательной установке

Регулирование тяги двигательной установки по величине

Характеристика топлива Выбор давления в камере сгорания и на срезе сопла

Системы зажигания жидкостных ракетных двигателей

Компоновочная схема ракеты в первом приближении

1. Тепловой расчет Описание конструкции КС по прототипу двигателя РД – 119
2. Определение потребного объема КС
3. Расчет продольных размеров КС двигателя
4. Профилирование сопла

4.1 Профилирование входа в сопло с прямолинейным участком

4.2 Профилирование параболического сопла графическим методом

1. Описание конструкции насоса окислителя по прототипу насоса двигателя РД
2. Расчет центробежного насоса ЖРД

6.1 Основные параметры насоса

6.2 Размеры и параметры входа на колесо

6.3 Размеры и параметры выхода из колеса

6.4 Расчет центробежного насоса на кавитацию

6.5 Профилирование элементов конструкции насоса

6.5.1 Профилирование колеса в меридиональном сечении

6.5.2 Профилирование лопаток колеса

6.5.3 Профилирование подвода насоса

6.5.4 Профилирование отвода насоса

1. Расчет импеллерного уплотнения вала
2. Описание конструкции турбины по прототипу турбины двигателя РД – 219
3. Расчет турбины ЖРД

9.1 Определение потребного расхода газа через турбину

Заключение

Список используемой литературы

Приложение 1. Расчет траектории управляемой БР

Приложение 2. Расчет коэффициента избытка окислителя.

**Введение**

Толчком к развитию ракетной техники явилось открытие дымных порохов, состоящих из калийной селитры, серы и угля.

Массовое применение РДТТ в военной технике началось несколько ранее, чем применение ДУ на жидком топливе. И в настоящее время в военной технике главенствующее место занимают РДТТ, а в космической технике РДТТ успешно конкурируют с ЖРД. Такая тенденция обусловлена рядом факторов, присущих твердотопливным ДУ.

Безусловно, одним из главных достоинств РДТТ следует считать относительную простоту устройства. Действительно, ведь самые первые РДТТ имели примитивную конструкцию, легко реализуемую даже на технологическом уровне средневековья.

Сравнение с ЖРД позволяет отметить такие преимущества конструкции РДТТ:

1. высокая надежность, т.к. из-за отсутствия топливных баков, системы подачи;
2. незначительное время для подготовки ракеты к пуску из-за отсутствия заправки;
3. высокая компактность ДУ и меньшие габариты;
4. отсутствуют узлы транспортировки компонентов топлива из баков в камеру сгорания (трубопроводы, пневмо- и гидроклапаны);
5. отсутствуют элементы для принудительной подачи топлива в камеру (элементы вытеснительной системы, турбонасосные агрегаты, форсунки и т.д.);
6. невелико (а в ряде конструкций и вовсе отсутствует) число подвижных узлов;
7. нетоксичность твердого топлива в эксплуатации.

Относительная простота устройства РДТТ влечет за собой и облегчение вопросов, связанных с эксплуатацией ракет и пусковых установок, в которых используется РДТТ. Действительно, в связи с небольшим числом узлов в РДТТ требуется небольшой объем трудозатрат на проведение регламентных работ по проверке работоспособностей двигателей в период хранения и при подготовке к старту.

Особенно привлекательной для военной техники является высокая готовность оружия с РДТТ к использованию.

Важным качеством работы РДТТ является их высокая надежность. По отдельным статистическим сведениям после истечения гарантийного срока хранения ДУ вероятность их безотказного срабатывания составляет более 98%. В гарантийный период работа РДТТ выше 99%.

Среди других факторов, в которых проявляются преимущества РДТТ по сравнению с ДУ на жидком топливе, необходимо отметить следующие:

* в большинстве случаев при решении одной и той же тактической или стратегической задачи стоимость ракетного комплекса с РДТТ существенно ниже стоимости комплекса с ЖРД;
* массовые характеристики современных РДТТ, в том числе и коэффициент их массового совершенства, превосходят аналогичные показатели для ЖРД.

Однако достоинств РДТТ недостаточно для того, чтобы сделать эти ДУ единственно приемлемыми и самыми рациональными как в народном хозяйстве, так и в военной технике. Как и любой технический объект, РДТТ имеют определенные недостатки, что заставляет одновременно развивать ДУ и других классов. Следует отметить следующие недостатки РДТТ:

* 1. относительно невысокие значения удельного импульса ДУ на твердом топливе;
  2. сложность регулирования тяги РДТТ по величине и по направлению;
  3. трудность повторного запуска РДТТ;
  4. технологические трудности изготовления топливных зарядов больших масс и габаритов;
  5. высокая чувствительность заряда к дефектам, таким как: пустоты и трещины заряда, а также чувствительность заряда к температуре и влажности окружающей среды;
  6. отдельные эксплуатационные трудности;
  7. отдельные конструктивные трудности.

Подводя итог, можно, тем не менее, отметить, что достоинства РДТТ обусловили их широкое внедрение в практику. Развитие твердотопливной техники будет продолжаться и в дальнейшем, что обусловлено рядом положительных качеств с РДТТ по сравнению с ракетами с ЖРД.

Классификация РДТТ

Ракетные двигатели на твердом топливе могут резко отличаться друг от друга:

* по назначению
* по числу камер сгорания;
* по способу управления величиной и направлением вектора тяги
  1. управляемые;
  2. неуправляемые;
* по форме КС;
* по способу крепления заряда к камере;
* по типу сопла;
* по числу запусков
  1. однократного действия;
  2. многократного действия.

По назначению РДТТ можно разделить на следующие классы:

1. РДТТ ракет, предназначенных для доставки полезного груза с одного места поверхности земного шара в другое, подразделяющиеся в зависимости от дальности действия на следующие группы:
   * РДТТ ракет ближнего действия;
   * РДТТ тактических ракет;
   * РДТТ управляемых и неуправляемых противотанковых ракет;
   * РДТТ ракет средней дальности;
   * РДТТ ракет дальнего действия, к которым относятся РДТТ межконтинентальных ракет;
   * Разгонные и маршевые РДТТ для крылатых ракет.
2. РДТТ ракет, предназначенных для доставки полезного груза с поверхности земного шара в околоземное пространство, подразделяющиеся в зависимости от непосредственного назначения на следующие группы:
   * РДТТ зенитных ракет;
   * РДТТ антиракет.
3. РДТТ ракет, устанавливаемых на летательных аппаратах и предназначенных для поражения воздушных целей;
4. РДТТ ракет, устанавливаемых на летательных аппаратах и предназначенных для поражения целей, расположенных на поверхности земного шара или под водой;
5. РДТТ ракет, устанавливаемых на надводных кораблях и предназначенных для поражения подводных целей;
6. РДТТ, используемые в качестве стартовых ускорителей;
7. РДТТ, служащие для резкого увеличения скорости летательного аппарата на траектории или для проведения маневра;
8. индивидуальный РДТТ, служащий для передвижения или маневрирования человека над поверхностью земли или в условиях космоса;
9. РДТТ вспомогательного назначения:

* пороховые аккумуляторы давления (ПАД);
* бортовые источники питания (БИП);
* рулевые двигатели;
* РДТТ для ускорения разделения ступеней составных ракет;
* тормозные РДТТ, обеспечивающие, в частности, мягкую посадку летательного аппарата;
* корректирующие РДТТ, служащие для исправления скорости и направления полета космического корабля при отклонении от расчетной траектории;
* РДТТ системы ориентации и стабилизации летательного аппарата;

1. РДТТ ракет, предназначенных для космических кораблей.

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.

Целью данной курсовой работы является разработка РДТТ, предназначенная для первой ступени двухступенчатой баллистической ракеты.

1. **Выбор основных параметров ДУ**

**1.1 Выбор типа заряда РДТТ**

Заряд твердого топлива является одним из основных узлов двигателя. Поскольку весь запас топлива РДТТ сосредоточен в заряде, то им определяются энергетические характеристики двигательной установки и баллистические возможности ракеты. В любом РДТТ топливный заряд является носителем тепловой энергии и источником образования рабочего тела – продуктов сгорания.

В зависимости от способа формирования заряда в камере сгорания различают двигатели:

* с вкладным зарядом;
* со скрепленным зарядом.

Вкладной заряд (одна или несколько прессованных шашек) свободно, но компактно устанавливается в камеру сгорания и удерживается от осевого смещения установленным со стороны соплового блока специальным устройством. Для зарядов ТТ всестороннего горения в качестве таких устройств используются диафрагмы (решетки), для зарядов ТТ с бронированной внешней поверхностью – опорно-герметизирующий узел. Опорно-герметизирующий узел служит как для фиксирования заряда ТТ в камере сгорания, так и для обеспечения застойной зоны (рис.1).



*Рис.1. Схема РДТТ с вкладным зарядом ТТ:*

*1 – бронирующее покрытие; 2 – корпус; 3 – заряд ТТ; 4 – воспламенительное устройство; 5 – сопловое днище; 6 – раструб сопла; 7 – вкладыш (графитовый); 8 – застойная зона;9 – опорно-герметизирующий узел.*

Достоинства вкладного заряда:

1. возможность контроля заряда при хранении;
2. возможность замены заряда при повреждении.

Недостатки:

1. вес двигателя выше, чем со скрепленным зарядом, т.к. требуется более значительный слой теплозащитного покрытия;
2. наличие дополнительных устройств, фиксирующих заряд;
3. низкий коэффициент заполнения;
4. контакт горящих газов со стенками камеры сгорания.

Как правило, вкладная схема применяется для двигателей относительной небольших размеров с небольшим временем работы – для двигателей вспомогательного назначения и тактических ракет, а также для газогенераторов различного назначения.

Скрепленный заряд формируется в камеру сгорания непосредственно свободным литьем или литьем под давлением, что обеспечивает его фиксированное положение и изоляцию корпуса от воздействия высокотемпературных продуктов сгорания. В этом случае заряд ТТ выполняет функцию теплозащиты. Скрепление заряда ТТ с корпусом достигается в процессе заливки топлива и последующей его полимеризации с помощью защитно-крепящего (специальное клееобразное вещество) слоя, который наносится на внутреннюю поверхность камеры сгорания перед заливкой.



*Рис.2. Схема двигателя четырехсопловой конструкции с жесткоскрепленным корпусом камеры сгорания зарядом ТТ:*

*1 – воспламенительное устройство; 2 – переднее днище; 3 – корпус двигателя;4 – защитно-крепящий слой; 5 – заряд ТТ; 6 – сопловое днище; 7 – сопло.*

Достоинства скрепленного заряда:

1. предохранение стенок камеры сгорания от прогара;
2. более простая конфигурация;
3. более эффективно использует объем камеры сгорания;
4. увеличивается прочность и жесткость РДТТ;
5. упрощенная технология заряда;
6. уменьшается возможность появления трещин.

Недостатки:

1. невозможность контроля заряда при хранении;
2. невозможность замены заряда при повреждении.

Скрепленные заряды применяют в основном для крупногабаритных РДТТ маршевых ступеней баллистических ракет и ускорителей мощных ракетоносителей, в том числе многократного использования.

Вкладные заряды изготавливаются из баллиститного или смесевого топлива, а скрепленные – только из смесевого топлива. Это необходимо учесть при выборе топлива.

Учитывая выше изложенные достоинства и недостатки, и т.к. проектируемый двигатель является маршевым и имеет большие габариты, целесообразно применить заряд скрепленного типа.

**1.2 Выбор формы заряда**

Конструкция заряда РДТТ должна удовлетворять требованиям, выдвигаемым техническим заданием на двигатель и заряд. В частности, конструкция заряда должна обеспечить:

* требуемый характер изменения давления в камере сгорания;
* нормальное функционирование при запуске и стабильное горение на основном режиме работы двигателя;
* максимальный коэффициент объемного заполнения камеры сгорания топливом;
* заданное время двигателя на основном режиме и на участке спада давления;
* допустимые отклонения площади поверхности горения и времени работы двигателя от номинальных значений;
* минимальное количество остатков топлив, догорающих на нерасчетном режиме;
* максимальную защиту корпуса двигателя от воздействия продуктов сгорания;
* равномерный вход продуктов сгорания в сопловые аппараты.

Перечисленные выше требования могут удовлетворять несколько конструктивных форм наиболее часто применяемых на практике зарядов ТТ:

* 1. в виде шашки – моноблока с различным числом кольцевых канавок и уступах на торцах – бесщелевые. Такие заряды просты в изготовлении, в них отсутствуют несимметричные участки. Бесщелевые заряды – моноблоки позволяют обеспечить плавно изменяющуюся поверхность горения, максимальное отклонение которой от ее среднего значения не превышает 2…5 %. Такие заряды могут быть созданы при относительной длине порядка 2,5..4. Заряды бесщелевой конструкции применяются обычно в двигателях, работающих несколько десятков секунд. Они могут быть как прочноскрепленными с корпусом двигателя, так и вкладными.
  2. с пропилами с одной или с другой стороны шашки – щелевые. Применении таких зарядов позволяет создать конструкции, обеспечивающие заданный закон изменения поверхности давления в широком диапазоне давления. Эти заряды могут быть как вкладными, так и скрепленными с корпусом двигателя. Время работы двигателя, имеющего щелевые заряды, достигает нескольких десятков секунд.

Недостатком этих зарядов является то, что они обладают плохой термостабильностью: при низких температурах у оснований щелей возникают несимметричные участки концентраций напряжений, которые могут привести к растрескиванию заряда.

* 1. секционные, состоящие из двух или нескольких шашек, каждая из которых может иметь конусы, выточки, уступы – секционный бесщелевой. Заряды данного типа совмещают в себе элементы конструкции как бесщелевых, так и щелевых зарядов, поэтому достоинства и недостатки, присущие первым двум типам зарядов, присущи и секционным.

Принцип секционирования целесообразно применять для мощных РДТТ, главным образом из соображений облегчения производства и транспоритировки.

* 1. со звездообразными, конусными или ступенчатыми щелями – это все заряды, имеющие канал. Применение этих зарядов позволяет практически обеспечивать заданный закон изменения поверхности горения при любых относительных длинах. Заряды со звездообразным каналом требуют меньшей теплозащиты корпуса двигателя, чем, например, щелевые. Однако, время работы двигателя с таким зарядом намного меньше. Недостатком данного типа заряда является также наличие участков на поверхности канала с повышенной концентрацией напряжений.
  2. телескопические и многошашечные заряды всестороннего горения. Как правило, эти виды зарядов применяют в двигателях малых калибров с небольшим временем работы. Все типы зарядов имеют простейшие конструктивные формы. Однако, двигателя с такими зарядами имеют низкий коэффициент массового совершенства.
  3. торцевые – заряды торцевого горения. Применяются как в виде моноблоков, так и полиблоков. Двигатели с такими зарядами имеют высокий коэффициент заполнения камеры сгорания топливом, большее время работы, а их тяга, как правило, невелика из-за небольшой поверхности и скорости горения топлива.
  4. сферические заряды. Применяются в особых случаях, т.е., когда требуется создать двигатель с минимальной массой конструкции и длиной. Сферические заряды могут быть как вкладными, так и прочноскрепленными с корпусом двигателя.

Т.к. заряд щелевого типа является основным типом для маршевых двигателей и удовлетворяет всем необходимым требованиям, его применение будет наиболее оптимальным при проектировании данного двигателя.



*Рис.3. Схема щелевого заряда ТТ*

**1.3 Выбор типа топлива**

При выборе типа топлива и его марки существенными представляются характеристики, которые оказывают влияние на энергетичность и внутрибаллистические параметры РДТТ, на эксплуатационные параметры, а также характеристики, устанавливаемые производством.

Современные твердые топлива по химическому составу и физической структуре подразделяются на две группы:

1. баллиститные (двухосновные);
2. смесевые.

Под баллиститными топливами понимают твердые растворы нитратов целлюлозы в специальных растворителях с небольшим количеством добавок. Основой топлива является нитроклетчатка – продукт нитрации целлюлозы. В чистом виде в качестве топлива нитроклетчатка не может быть использована из-за ее пористо-волокнистой структуры, которая вызывает объемное горение вещества, обычно переходящее в детонацию (взрыв). Исключение детонации достигается обработкой нитроклетчатки малолетучим растворителем – вторым компонентом ТРТ (например, нитроглицерином); в результате получают пластифицированную (желатинообразную) массу. Последующей обработкой этой массе придают требуемые термопрочность и форму.

Заряды из баллиститных топлив изготавливаются путем прессования. Основной метод в настоящее время – метод проходного прессования. Отливка топливных зарядов непосредственно в камеру или в специальные формы сопряжена с трудностями вследствие низких литейных свойств двухосновных порохов.

Основные характеристики баллиститных топлив:

удельный импульс …………………….2000…2500 м/с

температура продуктов сгорания …….2500…3200 К

плотность …………………………………1600…1700 

адиабата продуктов сгорания …………………1,2…1,25

допустимые рабочие давления …не менее  Па

полное теплосодержание ……………...Дж/кг

Важным шагом в развитии ракетной техники явилось создание смесевых топлив. Они представляют собой механические смеси из минеральных окислителей и органических горюче-связующих веществ. В качестве окислителя в современных ТРТ наибольшее применение получил перхлорат аммония . В качестве горюче-связующих веществ – полиэфирные, фенольные, эпоксидные смолы, пластмассы, синтетические каучуки. Большинство смесевых ТРТ разработано на основе полиуретанового каучука.

Смесевые топлива хорошо отливаются. Формирование заряда производится непосредственно в корпусе двигателя или в специальной изложнице методом свободного литья или литьем под давлением.

Смесевые топлива позволяют создавать весьма большие по размерам двигатели, причем, их снаряжение возможно непосредственно на стартовой позиции.

Основные характеристики смесевых топлив:

удельный импульс ………………………….2500…3200 м/с

температура продуктов сгорания ………….2800…3800 К

плотность ………………..…………………1600…1950 

адиабата продуктов сгорания ……………..1,05…1,20

допустимые рабочие давления ………….…не менее  Па

полное теплосодержание …………………...Дж/кг

скорость горения ……………..……………м/с

Т.к. для выбранного типа заряда – скрепленного – применяются только смесевые топлива, выбираем именно его.

Параметры выбранного топлива:

Удельный импульс ;

Потери удельного импульса ;

Плотность топлива ;

Температура горения топлива ;

Газовая постоянная ;

Модуль упругости ;

Коэффициент Пуассона ;

Показатель адиабаты ;

Предел прочности .

**1.4 Выбор давления в камере сгорания и на срезе сопла**

Давление  в камере сгорания является наиважнейшим параметром РДТТ, определяющим устойчивость его работы и основные характеристики, связанные с эффективностью ЛА. Как показывает статистика, рациональные значения давления  лежат в диапазоне 4 … 15 МПа.

Увеличение давления в камере сгорания при постоянном давлении на срезе сопла ведет к увеличению тяги и удельного импульса. Масса конструкции РДТТ также зависит от давления в камере сгорания – чем выше давление , тем больше масса конструкции двигателя.

Минимальное давление, гарантирующее устойчивое горение топлива, составляет  и задается характеристиками топлива.

Согласно рекомендациям давление в камере сгорания:

 - для первой ступени;

 - для второй ступени;

 - для третьей ступени.

Окончательно принимаем для первой ступени баллистической ракеты .

При полете ракеты с работающим двигателем высота полета сильно изменяется и, следовательно, в широких пределах изменяется атмосферное давление.

Правильный выбор давления на срезе сопла заключается в том, чтобы при этом давлении ракета получила наибольшую скорость в конце активного участка траектории и, следовательно, максимальную дальность при всех равных прочих условиях.

Согласно рекомендациям давление на срезе сопла:

 - для первой ступени;

 - для второй ступени;

 - для третьей ступени.

Окончательно принимаем: .

**2. Расчет РДТТ**

**2.1 Проектирование сопла**

Сопло является очень важным элементом любого ракетного двигателя. Оно во многом определяет все характеристики ракеты, поскольку именно в нем потенциальная энергия горячих газов превращается в кинетическую энергию истекающей струи газов, которая и создает тягу.

Исходные данные:

Давление в камере ;

Давление на срезе сопла ;

Длина образующих конических участков сопла;

Угол раскрытия сопла;

Угол на срезе сопла;

Время работы РДТТ;

Тяга РДТТ;

Удельный импульс топлива;

Потери удельного импульса;

Газовая постоянная;

Температура горения топлива;

Показатель адиабаты продуктов сгорания.

Порядок расчета:

Безразмерная скорость газа на срезе идеального сопла

,

где коэффициент межфазового энергообмена продуктов сгорания при их движении по сопловому тракту

;

показатель изоэнтропы расширения для смесевого топлива с металлическими добавками

;

отношение температуры твердых частиц к статической температуре продуктов

сгорания. Принимаем ;

коэффициент, учитывающий потери на трение, . Принимаем

;

отношение скорости частиц твердой фазы к скорости газа, принимаем ;

отношение расхода частиц конденсированной фазы к расходу газовой среды,

принимаем  ;

относительная удельная теплоемкость продуктов сгорания, принимаем .

Коэффициент истечения

,

где ускорение свободного падения.

Площадь критического сечения сопла

,

где приход газов

;

масса заряда РДТТ

;

переводной коэффициент;

коэффициент тепловых потерь. Для РДТТ с термоизоляцией .

Принимаем .

Диаметр критического сечения сопла

.

Коэффициент реактивного идеального сопла

.

Коэффициент реактивности реального сопла

,

где коэффициент, учитывающий потери энергии от диссипативных сил. Принимаем

;

коэффициент, учитывающий потери от радиального расширения газа в сопле.

Принимаем .

Безразмерная скорость потока на срезе сопла

.

Безразмерная скорость потока в критическом сечении сопла

.

Потребное уширение сопла

,

где

.

Площадь выходного сечения сопла

.

Диаметр выходного сечения сопла

.

Длина диффузора соплового тракта

.

Параметры для построения сверхзвуковой части сопла



.



.

.

.

Длина сверхзвуковой части сопла



.



*Рис.4. Расчетная схема сопла РДТТ.*



*Рис.5. Схема сопла*

**2.2 Расчет оптимального давления в камере сгорания**

Давление в камере сгорания

,

где

;

;

;

;

.

коэффициент использования камеры сгорания. 





**2.3 Расчет щелевого заряда РДТТ**

Заряд щелевого типа имеет цилиндрическую форму, внутренний канал диаметром , четыре щели (пропила) шириной , высотой , расположенные в сопловой части заряда. По длине заряд делится на три части, а именно: цилиндрическую (), переходную () и щелевую ().

Исходные данные:

Число щелей ;

Вид топлива смесевое;

Плотность топлива ;

Скорость горения топлива

Скорость горения топлива зависит от состава топлива, давления в КС, начальной температуры заряда.

,

где степенной закон для определения скорости. Определяется в зависимости от

топлива. Для применяемого типа смесевого топлива степенной закон имеет

следующий вид: 

в этой формуле давление  берется в атм.;

температурный коэффициент. Для смесевых топлив .

Принимаем ;

при ,

при ,

начальная температура заряда. Принимаем .

.

Принимаем .

Удельный импульс тяги с учетом потерь

.

Порядок расчета:

Относительная толщина свода заряда . Принимаем .

Толщина свода заряда

.

Наружный диаметр заряда

.

Диаметр канала

.

Ширина щелей

.

Масса топлива РДТТ

.

Объем топлива

.

Средняя поверхность горения

.

Диаметр камеры сгорания

,

где плотность заряжания. Принимаем ;

. Принимаем .

Длина переходного участка РДТТ

.

Длина цилиндрического участка РДТТ

.

Общая длина заряда

,

где коэффициент, учитывающий наличие щелей.

Длина щелевой части заряда

.

Площадь поверхности внутреннего канала

.

Площадь поверхности торца заряда

.

Площадь поверхности переходной части заряда



.

Периметр щелевой части заряда

.

Размеры щелей.

Высота щели

.

Размер перемычки

.

Запас на ТЗП, ЗКС и обечайку

.

условие выполняется.



**2.4 Расчет характеристик прогрессивности щелевого заряда**

Процесс газообразования в камере ракетного двигателя определяется скоростью горения твердого топлива, зависящей от его состава, и поверхностью горения заряда, определяемой его геометрическими параметрами. При горении твердого топлива данного состава давление в камере двигателя определяется в основном отношением поверхности горения топлива к площади критического сечения сопла, а при неизменном критическом сечении – площадью горящей поверхности заряда. Если горящая поверхность возрастает, то горение называется прогрессивным (прогрессивная форма заряда). Характеристикой поверхности заряда  называется отношение горящей поверхности заряда  к начальной величине этой поверхности .

Выбор формы заряда должен обеспечивать характер изменения давления, а следовательно, и тяги во времени в соответствии с требуемыми характеристиками ЛА.

Исходные данные:

Наружный радиус заряда ;

Радиус канала ;

Полная длина заряда ;

Длина щелевой части ;

Половина ширины щели .

Порядок расчета:

Углы  и  в начальный момент горения

;

.



*Рис. 8. Сектор щелевого заряда*

Полная начальная площадь горения заряда

.

Начальный объем заряда







.

Граничное значение параметра , при котором исчезает дуговая часть периметра канала щелевой части

 .

Максимальное значение параметра 

.

Поскольку , то по окончании горения дуговая часть периметра канала щелевой части не исчезнет и всегда .

Текущая площадь поверхности горения



;

Текущий объем заряда





где ; ; .

Вычисляем характеристики прогрессивности заряда  и  для значений  и , при условии, что ,

где ; ; ; .

Данные расчета сведем в таблицу 1.

|  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| , | 0 | 0,07 | 0,14 | 0,21 | 0,28 | 0,35 | 0,42 |
|  | 1,146 | 6,263 | 10,564 | 14,25 | 17,458 | 20,284 | 22,799 |
|  | 2,866 | 13,887 | 21,51 | 27,203 | 31,668 | 35,294 | 38,316 |
| , | 9,799 | 10,285 | 10,639 | 10,852 | 10,925 | 10,857 | 10,649 |
| , | 3,846 | 3,308 | 2,714 | 2,076 | 1,405 | 0,71 | 0 |
|  | 1 | 1,05 | 1,086 | 1,108 | 1,115 | 1,108 | 1,087 |
|  | 0 | 0,14 | 0,294 | 0,46 | 0,635 | 0,815 | 1 |

**2.5 Расчет звездчатого заряда**

Звездчатые заряды нашли очень широкое применении в современных двигателях твердого топлива, благодаря отработанной технологии изготовления и высокому коэффициенту внутреннего заполнения, однако, звездчатые заряды имеют дегрессивные остатки топлива, которые можно устранить профилированием внутренней поверхности камеры сгорания и применением вкладышей из легких материалов. Также по сравнению с щелевыми зарядами они дают меньшее время работы, а также наличие участков с повышенной концентрацией напряжений.

Исходные данные:

Тяга двигателя ;

Ускорение свободного падения ;

Время работы двигателя ;

Диаметр заряда ;

Марка топлива ПАЛ-18/7;

Плотность топлива ;

Температура горения топлива ;

Скорость горения топлива ;

Масса топлива ;

Удельный импульс тяги с учетом потерь ;

Газовая постоянная ;

Давление в камере сгорания .

Порядок расчета:

Величина скорости горения, которую можно допустить в канале заряда, исходя из условия отсутствия эрозионного горения

,

где удельный вес топлива;

приведенная сила топлива.

Площадь канала при отсутствии эрозионного горения

,

где вес топлива;

коэффициент тепловых потерь.

Потребный коэффициент заполнения поперечного сечения КС

,

где площадь КС.

Потребное значение относительной толщины свода заряда

.

По графику зависимости  подбираем число лучей  и тип заряда, обеспечивающий потребный коэффициент заполнения. Выбираем звездчатый заряд со скругленными углами и .

По графикам  и  определяем характеристику прогрессивности горения заряда  и коэффициент дегрессивно догорающих остатков .



.

Длина заряда

.

Угол раскрытия лучей

.

Радиус скругления .

Принимаем .

По таблице определяем значения углов

;

, из конструктивных соображений принимаем 

Толщина свода заряда

.

Относительная длина заряда

.



*Рис.9. Звездообразный заряд со скругленными углами.*

**2.6 Расчет на прочность корпуса РДТТ**

Расчет позволяет определить толщину элементов корпуса, находящихся под давлением газов в камере сгорания. Необходимо, чтобы корпус был прочным и имел минимальную массу и стоимость.

Исходные данные:

Давление в камере сгорания ;

Внутренний диаметр камеры ;

Материал обечайки камеры 28ХСНМВФА (СП-28);

Предел прочности  ;

Модуль упругости .

Порядок расчета:

Толщина металлической обечайки корпуса

,

где коэффициент запаса прочности;

временное сопротивление материала обечайки с учетом нагрева.

.

коэффициент, учитывающий снижение прочности при нагреве (принимаем, что температура обечайки не превышает ), .

Принимаем .

максимально возможное давление в КС РДТТ при максимальной температуре эксплуатации заряда

.

максимальное расчетное давление в КС РДТТ;

коэффициент, учитывающий разброс по давлению и скорости горения заряда,

.

Принимаем .

Расчет силовой оболочки сопловой крышки

Толщина сопловой крышки РДТТ

,

где запас прочности сопловой крышки;

коэффициент, определяющий высоту днища по отношению к диаметру;

предел прочности материала сопловой крышки.

Для сопловой крышки принимаем тот же материал, что и для обечайки.

Принимаем .

Расчет переднего днища

Исходные данные:

Внутренний диаметр камеры ;

Диаметр заряда ;

Материал днища 28ХСНМВФА (СП-28);

Предел прочности  ;

Диаметр отверстия под фланец .

Порядок расчета:

Толщина днища

,

где коэффициент, учитывающий снижение прочности днища от отверстия под воспламенитель,

.

Наиболее нагруженными являются точки стыка цилиндрической обечайки корпуса РДТТ и днища, а также днища и воспламенителя.

Главные радиусы кривизны  и  для выбранных расчетных точек (рис.10)



*Рис.10. Расчетная схема.*

Точка 1. Угол  в точке 1

,

где текущий радиус;

радиус отверстия под воспламенитель;

 большая полуось эллиптического днища

;

малая полуось эллиптического днища

.

Главные радиусы кривизны в точке 1

;

.

Толщина днища в точке 1

.

Принимаем .

Точка 2.

Угол  в точке 2, когда , .

Главные радиусы кривизны в точке 2

;

.

Толщина днища в точке 2

.

Принимаем .

**3. Расчет теплозащитных покрытий РДТТ, выполненного по схеме «кокон»**

**3.1. Расчет тепловых потоков в элементах РДТТ**

Исходные данные:

Диаметр камеры сгорания ;

Диаметр входа в сопло ;

Диаметр критики сопла ;

Температура продуктов сгорания в камере ;

Расход газа через сопло .

Расчет теплового потока у переднего днища

Коэффициент конвективной теплопередачи

,

где коэффициент тепловодности продуктов сгорания;

коэффициент вязкости продуктов сгорания. В первом приближении принимаем

;

коэффициент объемного расширения продуктов сгорания. Для смесевых топлив

. Принимаем ;

температура поверхности теплообмена. Принимаем ;

ускорение полета летательного аппарата. В первом приближении принимаем

.

Суммарный коэффициент теплопередачи

,

где коэффициент теплопередачи излучением.

Суммарный тепловой поток от газа к поверхности переднего днища

.

Расчет теплового потока в стенку камеры сгорания и сопловой крышки

Коэффициент конвективной теплопередачи

,

где теплоемкость продуктов сгорания. ,

. Принимаем .

Суммарный коэффициент теплопередачи

.

Суммарный тепловой поток от газа в стенку камеры сгорания и сопловой крышки

.

Расчет тепловых потоков в стенку сопла

Коэффициент теплопередачи по сечениям сопла

Сечение на входе в сопло

,

Сечение в критике сопла

,

Сечение сверхзвуковой части сопла 

,

Сечение сверхзвуковой части сопла 

,

Суммарный коэффициент теплопередачи

Для сечения на входе в сопло

.

Для сечения в критике сопла

.

Для сечения 

.

Для сечения 

.

Суммарный тепловой поток от газа в стенку сопла

Для дозвуковой части сопла

.

Для критики сопла

,

где температура газа в критическом сечении сопла. Для критики расчет  проводится

с помощью таблиц газодинамических функций. В первом приближении можно принять .

Для сверхзвуковой части сопла

;

,

где температура газа в соответствующих сечениях сопла (1, 2).  также определяется расчетом с помощью таблиц газодинамических функций. В первом приближении можно принять ;

.

**3.2 Расчет теплозащитного покрытия двигателя**

Исходные данные:

Время работы РДТТ ;

Температура продуктов сгорания ;

Начальная температура материала ;

Толщина стенки: переднего днища ;

корпуса обечайки ;

сопловой крышки ;

Коэффициент теплопередачи: переднее днище ;

обечайка корпуса и сопловая крышка ;

Материал переднего днища, сопловой крышки

и обечайки корпуса 28ХСНМВФА (СП-28);

Плотность ;

Удельная теплоемкость ;

Допустимая температура нагрева ;

Расчет толщины теплозащитного покрытия переднего днища

Для переднего днища, работающего в условиях высоких температур, но небольших скоростей движения газов (), применяем фенольно-каучуковый материал БК – 31 – эластичное резиноподобное покрытие.

Теплофизические характеристики БК – 31:

Плотность ;

Удельная теплоемкость ;

Коэффициент теплопроводности .



,

где ;  коэффициенты аппроксимации;

константа аппроксимации;

относительный параметр,

;

коэффициент аппроксимации,

;

температурный симплекс (безразмерная температура),

.

Принимаем толщину ТЗП переднего днища .

Расчет толщины ТЗП обечайки корпуса и сопловой крышки

Для обечайки корпуса и сопловой крышки, работающих в условиях высоких температур и скоростей движения газов (W до 300 м/с), применим слоистый материал на основе стекловолокна АГ – 4В, имеющий следующие теплофизические свойства:

Плотность ;

Удельная теплоемкость ;

Коэффициент теплопроводности .



,

где относительный параметр,

;

коэффициент аппроксимации ТЗП,

;

температурный симплекс (безразмерная температура),

.

Принимаем толщину ТЗП оболочки корпуса и сопловой крышки .

Расчет длины теплоизолируемой части камеры сгорания

,

где длина цилиндрической части заряда (рис.7);

коэффициент заполнения цилиндрической части камеры сгорания

;

для скрепленного заряда;

;

относительная толщина свода заряда.

Расчет теплозащитного покрытия сопла

Исходные данные:

Толщина стенки: входного раструба сопла ;

выходного раструба сопла ;

Коэффициент теплопередачи:

воротника сопла ;

сопловой вкладыш в критике ;

сверхзвуковой раструб сопла ;

;

Материал входного раструба сопла 28ХСНМВФА (СП-28);

плотность ;

удельная теплоемкость ;

допустимая температура нагрева ;

Материал выходного раструба сопла 30ХГСА;

плотность ;

удельная теплоемкость ;

допустимая температура нагрева ;

Расчет толщины теплозащитного покрытия воротника

Для воротника применяем слоистый материал на основе стекловолокна АГ – 4В:

Плотность ;

Удельная теплоемкость ;

Коэффициент теплопроводности .



Расчет толщины ТЗП воротника проводим аналогично расчету толщины ТЗП камеры РДТТ. Считаем, что материал воротника работает как пассивное ТЗП.



,

где ;  коэффициенты аппроксимации;

константа аппроксимации;

относительный параметр,

;

коэффициент аппроксимации ТЗП,

;

температурный симплекс (безразмерная температура),

.

Принимаем толщину ТЗП воротника  (в радиальном направлении).

Расчет теплозащитного покрытия вкладыша сопла

Для вкладыша сопла применяем материал повышенной жаропрочности и жаростойкости, высокой эрозионной стойкости: пирографит, имеющий следующие теплофизические свойства:

Плотность ;

Удельная теплоемкость ;

Коэффициент теплопроводности .





,

где

;

;

,

температура газа в критическом сечении.

Принимаем толщину ТЗП воротника .

Расчет толщины теплозащитного покрытия выходного раструба сопла

Для выходного раструба сопла применяем слоистый материал на основе стекловолокна АГ – 4В:

Плотность ;

Удельная теплоемкость ;

Коэффициент теплопроводности .



Для сечения сопла 



,

где

;

,

температура газа в сечении сопла .

Для сечения сопла 



,

где

,

температура газа в сечении сопла .

Принимаем толщину ТЗП выходного раструба сопла ; .

**Литература**

1. Гречух Л.И., Гречух И.Н. Проектирование РДТТ. Учебное пособие по курсовому и дипломному проектированию. Омск, 2003.
2. Гречух Л.И., Гречух И.Н. Конструкция и проектирование РДТТ. Учебное пособие по курсовому и дипломному проектированию. Омск, 2003.
3. Алиев А.М., Липанов А.М. Проектирование ракетных двигателей твердого топлива. – М.: Машиностроение, 1995. 400с.
4. Ерохин Б.Т. Теория внутрикамерных процессов и проектирование РДТТ. – М.: Машиностроение, 1991. 560с.
5. Голубев И.С., Самарин А.В. Проектирование конструкций летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1991. 512с.
6. Расчет теплозащитных покрытий РДТТ. Методические указания к курсовому и дипломному проектированию по дисциплине «Ракетные двигатели». Омск, 2004. 27с.