**Оглавление**

[Введение 3](#_Toc69672555)

[1. Проектирование заряда твердого топлива 6](#_Toc69672556)

[1.1. Выбор формы заряда 6](#_Toc69672557)

[1.2. Выбор твердого ракетного топлива 8](#_Toc69672558)

[1.3. Термодинамический расчет характеристик 12](#_Toc69672559)

[1.4. Расчет внутрибаллистических характеристик 12](#_Toc69672560)

[2. Расчет тепловых потоков и толщины слоя теплозащитного покрытия в КС 19](#_Toc69672561)

[3. Расчет и проектирование корпуса РДТТ 29](#_Toc69672562)

[4. Расчет и проектирование соплового блока 31](#_Toc69672566)

[4.1. Профилирование сужающейся части сопла 32](#_Toc69672568)

[4.2. Профилирование трансзвуковой части сопла 33](#_Toc69672569)

[4.3. Профилирование сверхзвуковой части сопла 33](#_Toc69672570)

[5. Расчет потерь удельного импульса 35](#_Toc69672571)

[6. Расчет воспламенительного устройства 37](#_Toc69672572)

[Список литературы 38](#_Toc69672573)

[Приложение А. Характеристики ТРТ 40](#_Toc69672574)

[Приложение Б. Термодинамический расчет 44](#_Toc69672575)

# Введение

Ракетным двигателем на твердом топливе (РДТТ) называется двигатель прямой реакции, в котором химическая энергия твердого топлива преобразуется сначала в тепловую, а затем – в кинетическую энергию продуктов сгорания (ПС), истекающих с большой скоростью в окружающее пространство. Находящийся в камере сгорания (КС) заряд твердого топлива, являющийся источником химической энергии и рабочего тела, выполняется определенной формой, массой и размером.

РДТТ нашли широкое применение в роли вспомогательных ракетных двигателей для коррекции траектории и стабилизации летательных аппаратов, торможения и посадки, маршевых двигателей многоступенчатых баллистических ракет и ракетоносителей для вывода космических аппаратов на орбиту.

Целью данного дипломного проекта является разработка РДТТ третьей ступени ракеты-носителя.

Необходимость разработки РДТТ в данном случае определяется рядом его преимуществ перед жидкостный ракетный двигатель (ЖРД):

1. Сравнительная простота конструкции РДТТ, связанная с размещением заряда твердого топлива в камере сгорания, что позволяет исключить сложные системы подачи топлива. Сопловой блок, как правило, не требует принудительного охлаждения. В конструкции РДТТ, за исключением органов управления вектором тяги, отсутствуют подвижные части.
2. Простота эксплуатации ракет с РДТТ, предопределенная простотой конструкции РДТТ, отсутствием необходимости в сложных регламентных проверках и предпусковых технологических операциях.
3. Постоянная готовность к действию, поскольку стабильность свойств современных твердых топлив и конструкционных материалов позволяет дли­тельно хранить РДТТ в снаряженном состоянии на стартовых позициях.
4. Надежность и безотказность. Надежность действия какой-либо установки равна произведению надежностей отдельных агрегатов, из которых она состоит. Следовательно, чем больше отдельных агрегатов входит в состав двигательной установки, тем меньше и ее надежность в целом. Так как РДТТ прост по своей конструкции и не имеет отдельных сложных агрегатов, то и надежность его работы велика.

Для достижения основной цели дипломного проекта поставлены следующие задачи:

1. Проектирование заряда твердого топлива.
2. Разработка корпуса двигателя.
3. Разработка конструкции соплового блока.
4. Расчет теплозащитного покрытия (ТЗП).
5. Проектирование воспламенительного устройства.

В технологической части рассматривается технологический процесс изготовления заряда из смесевого твердого ракетного топлива, прочно скрепленного с корпусом РДТТ.

В организационно-экономической части поставлена задача определения затрат на проектирование и производство.

В части посвященной экологии и промышленной безопасности необходимо провести экологическую экспертизу наземной огневой отработки РДТТ. Выявить основные вредные факторы и разработать мероприятия по обеспечению безопасности персонала и окружающей среды.

Задание на проектирование

Исходными данными для проектирования являются импульс тяги РДТТ, время работы двигателя, среднее давление в камере сгорания, диаметр «ведущего» и «ведомого» зарядов, численные значения которых приведены в таблице Таблица 0.1.

Таблица 0.1 – Исходные данные

|  |  |
| --- | --- |
| Импульс тяги РДТТ, | 1500 |
| Время работы двигателя , |  |
| Среднее давление в камере сгорания, | 5 |
| Диаметр «ведомого» заряда | 0,5 |
| Диаметр «ведущего» заряда | 0,02 |

# Проектирование заряда твердого топлива

## Выбор формы заряда

Торцевой заряд твердого топлива, несмотря на ряд преимуществ, таких как простота расчета баллистических характеристик, высокая технологичность, высокий коэффициент заполнения камеры сгорания [1] имеет главный недостаток, ограничивающий его использование в маршевых двигателях – малая величина площади поверхности горения при значительной толщине свода.

В качестве решения данной проблемы выбрана следующая концепция заряда: по оси расположен заряд вспомогательного топлива («ведущий») пренебрежимо малого диаметра, что позволяет торцевой поверхности основного заряда («ведомый») при выгорании глухой вершины конуса не разгораться по сферической поверхности.

Параметры горения топлив «ведущего» и «ведомого» зарядов определяют массово-габаритные характеристики изделия, влияют на поведение двигателя (конечный импульс) после выгорания «ведущего» заряда ввиду наличия дегрессивно догорающих остатков [2]. Таким образом, поиск подходящей пары топлив для «ведущего» и «ведомого» зарядов является важной задачей оптимизации при проектировании РДТТ.

На рисунке Рисунок 1.1 представлен общий вид заряда с внутренней конической поверхностью горения и осевым ускорительным зарядом.

На рисунке Рисунок 1.2 представлены параметры горения составного заряда с коническим углублением.

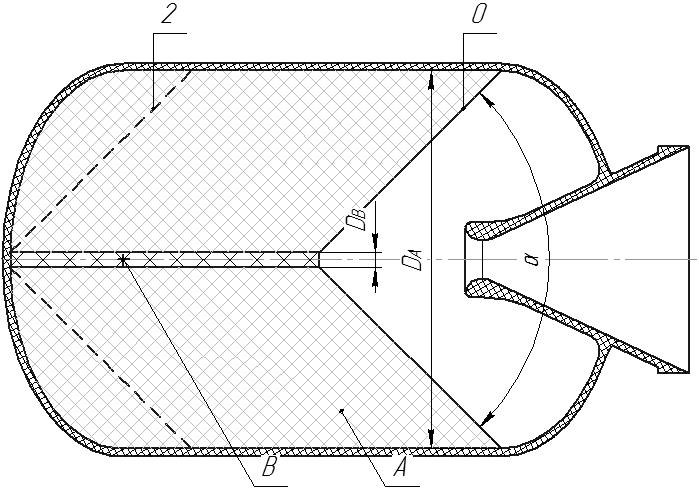


Рисунок 1.1 – Общий вид заряда с внутренней конической поверхностью горения и осевым ускорительным зарядом. А – заряд основного топлива, В – центральный заряд быстрогорящего («ведущего») топлива, 0 – исходная поверхность горения, 2 – поверхность горения, соответствующая началу догорания остаточной части основного заряда топлива.

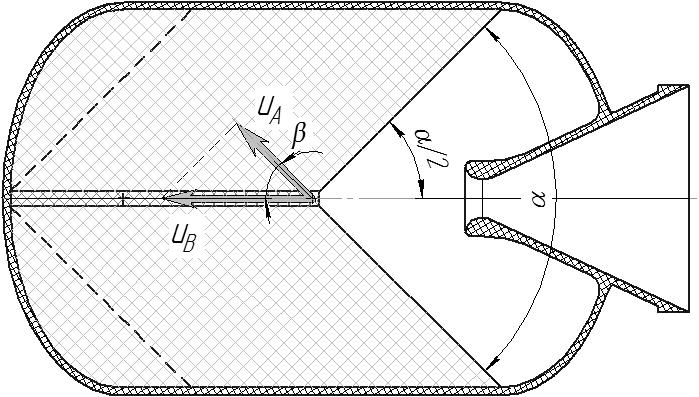


Рисунок 1.2 – Параметры горения составного заряда с коническим углублением.

Торцевой заряд с коническим углублением при достаточно малом угле конуса обеспечивает необходимую начальную площадь поверхности горения и величину тяги.

Подобная конфигурация заряда позволяет гармонично организовать утопленное в заряд сопло, что повысит коэффициент заполнения камеры и улучшит массогабаритные показатели двигателя.

## Выбор твердого ракетного топлива

Для обеспечения заданных условий работы РДТТ, необходимо подобрать топливо из имеющейся базы данных, которое будет максимально удовлетворять исходным данным.

В современных ракетных двигателях на твердом топливе чаще используют смесевое твердое ракетное топливо (СТРТ), чем баллиститное твердое ракетное топливо (БТРТ).

Стремительное развитие и использование СТРТ как в нашей стране, так и за рубежом обусловлено более высокими энергомассовыми и другими характеристиками по сравнению с БТРТ [3].

Подбор топлива осуществляется путем выбора из композиций, приведенных в приложении А.

Массоприход с поверхности заряда твердого топлива определяется по следующей зависимости [4]:

,

где  плотность топлива,  единичная скорость горения,  показатель в законе горения,  давление в камере сгорания,  площадь горения.

Тогда массоприход с поверхности горения для рассматриваемой конфигурации:

,

где индекс 1 используется для топлива «ведомого» заряда, индекс 2 используется для «ведущего» заряда.

Угол наклона конуса горящей поверхности определяется следующей зависимостью:

.

Тогда площадь горения «ведомого»:

,

где внешний диаметр «ведомого», внутренний диаметр «ведомого».

Получаем итоговую зависимость:

.

В результате расчета, учитывая полученные значения расхода топлива при заданном диаметре заряда и угол наклона конуса горящей поверхности, что позволяет гармонично организовать утопленное в заряд сопло, для «ведущего» заряда выбрано топливо марки ПХН – 2М, для «ведомого» выбрано топливо марки ПХА – 4М.

Характеристики комбинации представлены в таблице

Таблица 1.1 и таблице Таблица 1.2.

Таблица 1.1 – Характеристики топлива ПХН – 2М

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Состав | Окислитель | перхлорат нитрония, % | 30 |
| Горючее | порошкообразный алюминий, % | 60 |
| ГСВ | поливинилхлорид, % | 10 |
| Условная химическая формула | | |  |
| Энтальпия образования , | | |  |
| Закон горения | | |  |
| Плотность топлива , | | | 2430 |
| Теплопроводность, | | |  |
| Коэффициент теплопроводности λ, | | | 4,5 |
| Коэффициент линейного расширения, | | |  |
| Минимальное давление устойчивого горения, кПа | | | 0,7 |
| Эксплуатационный интервал температур | | | [240;293] |

Таблица 1.2 – Характеристики топлива ПХА – 4М

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Состав | Окислитель | перхлорат аммония, % | 35 |
| Горючее | порошкообразный алюминий, % | 20 |
| ГСВ | нитразол, % | 45 |
| Условная химическая формула | | |  |
| Энтальпия образования , | | |  |
| Закон горения | | |  |
| Плотность топлива , | | | 1800 |
| Теплопроводность, | | |  |
| Коэффициент теплопроводности λ, | | | 0,94 |
| Коэффициент линейного расширения, | | |  |
| Минимальное давление устойчивого горения, кПа | | | 30 |
| Эксплуатационный интервал температур | | | [220;320] |

## Термодинамический расчет характеристик

С помощью программы «TERRA» [5] проводится термодинамический расчет горения в камере сгорания, расширения в сопле и равновесного состава продуктов сгорания.

В приложении Б приводятся результаты термодинамического расчета.

## Расчет внутрибаллистических характеристик

Для получения основных параметров РДТТ необходимо провести расчет внутрибаллистических характеристик.

Из результатов термодинамического расчета выбранной пары топлив используется значения равновесной температуры продуктов сгорания , показателя адиабаты , удельного импульса .

Приведенная скорость потока продуктов сгорания в выходном сечении сопла:

.

Газодинамические функции:





Комплекс:

.

Расход:

.

Площадь критического сечения:



где коэффициент, учитывающий потери энергии на нагрев стенок камеры сгорания и на неполноту сгорания твердого топлива, коэффициент потерь в сопле.

Диаметр критического сечения:

.

Площадь выходного сечения сопла:

.

Диаметр выходного сечения сопла:

.

**Выгорание «ведущего» заряда.**

Площадь горения:



Скорость горения:

,

где единичная скорость горения «ведущего» топлива; показатель в законе горения.

Для расчёта изменения поверхности горения используется геометрический метод, в основе которого лежит допущение о равномерности поля скорости горения топлива, т.е. одинаковой скорости горения во всех направлениях. Из этого допущения следует, что скорость горения всегда нормальна к поверхности горения, и процесс выгорания происходит параллельными (эквидистантными) слоями.

Полученные данные используются для расчета давления в камере сгорания, скорости горения заряда и тяги по времени работы РДТТ в зависимости от величины сгоревшего свода заряда.

Расчет давления в зависимости от площади горения:

.

Скорость горения:

.

Время работы:

.

Тяга:

.

Результаты расчета представлены в таблице Таблица 1.3.

Таблица 1.3 – Зависимости площади горения, давления в камере сгорания и скорости от величины сгоревшего свода «ведущего» заряда

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № |  |  |  |  |  |  |
| 1 | 0 | 0 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 2 | 1,33 | 0,0408 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 3 | 2,67 | 0,0816 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 4 | 4 | 0,1224 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 5 | 5,33 | 0,1632 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 6 | 6,67 | 0,2040 | 0,360 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 7 | 8 | 0,2448 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 8 | 9,33 | 0,2856 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 9 | 10,67 | 0,3264 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 10 | 12 | 0,3673 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 11 | 13,33 | 0,4081 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 12 | 14,67 | 0,4489 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 13 | 16 | 0,4897 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 14 | 17,33 | 0,5305 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 15 | 18,67 | 0,5713 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 16 | 20 | 0,6121 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 17 | 21,33 | 0,6529 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 18 | 22,67 | 0,6937 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 19 | 24 | 0,7345 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 20 | 25,33 | 0,7753 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 21 | 26,67 | 0,8161 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 22 | 28 | 0,8569 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 23 | 29,33 | 0,8977 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 24 | 30,67 | 0,9385 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 25 | 32 | 0,979 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 26 | 33,33 | 1,0201 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 27 | 34,67 | 1,0609 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 28 | 36 | 1,1018 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 29 | 37,33 | 1,1426 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 30 | 38,67 | 1,1834 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |
| 31 | 40 | 1,2242 | 0,36 | 5 | 30,604 | 36046,96 |

**Горение дегрессивных остатков.**

Зависимости площади горения, давления в камере сгорания, скорости и тяги от величины сгоревшего свода при горении дегрессивных остатков представлены в таблице

Таблица 1.4.

Таблица 1.4 – Зависимости площади горения, давления в камере сгорания и скорости от величины сгоревшего свода дегрессивных остатков

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| № |  |  |  |  |  |  |
| 1 | 40,89 | 0,0074 | 0,355 | 4,910 | 16,601 | 35402,41 |
| 2 | 41,79 | 0,0074 | 0,347 | 4,756 | 16,475 | 34293,89 |
| 3 | 42,70 | 0,0074 | 0,334 | 4,514 | 16,269 | 32546,36 |
| 4 | 43,62 | 0,0074 | 0,314 | 4,170 | 15,963 | 30069,85 |
| 5 | 44,57 | 0,0074 | 0,287 | 3,708 | 15,520 | 26738,33 |
| 6 | 45,55 | 0,0074 | 0,251 | 3,099 | 14,865 | 22343,86 |
| 7 | 46,59 | 0,0074 | 0,193 | 2,196 | 13,686 | 15835,38 |
| 8 | 48,76 | 0,0074 | 0 | 0 | 0 | 0 |

Полный импульс тяги:

.

# Расчет тепловых потоков и толщины слоя теплозащитного покрытия в КС

В процессе работы РДТТ основные элементы конструкции и узлы испытывают значительные тепловые нагрузки, наибольшая доля теплового потока реализуется в КС.

Возможные негативные эффекты:

1. Нагрев элементов конструкции, ухудшение прочностных характеристик.
2. Разрушение конструкционных материалов, которые обеспечивают газодинамический профиль сопла, что приводит к изменению критического сечения, искажению профиля сопла.
3. Осаждение конденсированной фазы на газодинамический профиль двигателя.

Расчет тепловых потоков проводится по методике В.С. Авдуевского для следующих начальных условий [6]:

1. давление в камере сгорания ;
2. температура ;
3. диаметр критического сечения ;
4. газовая постоянная ;
5. показатель адиабаты ;
6. массовая доля конденсированных частиц ;
7. полная энтальпия ПС ;
8. коэффициент динамической вязкости ;
9. теплоёмкость продуктов сгорания .

Теплозащитное покрытие должно обеспечивать:

1. надежную защиту стенки КС от воздействия тепловых потоков;
2. надежную адгезию к корпусу и защитно-крепящему слою;
3. сохранение собственных несущих свойств в условиях упругой деформации;
4. стабильность свойств при длительном хранении;

В качестве материала ТЗП применяется композиционный материал с основой связующего из термопластичного полимера и дисперсно-волокнистого наполнителя из керамики.

Данный аблятор обладает следующими характеристиками:

1. Плотность материала покрытия .
2. Удельная теплоёмкость покрытия .
3. Коэффициент теплопроводности .
4. Температура поверхности газового тракта .
5. Полная энтальпия материала покрытия .
6. Массовое содержание связующего .
7. Удельная теплота абляции материала .

Исходные данные для расчета цилиндрической части приведены в таблице Таблица 2.1 – Параметры цилиндрической частиТаблица 2.1.

Таблица 2.1 – Параметры цилиндрической части

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| № |  |  |  |
| 1 | 0 | 25 | 500 |
| 2 | 3,79 | 25 | 500 |
| 3 | 7,59 | 27 | 500 |
| 4 | 11,39 | 30 | 500 |
| 5 | 15,18 | 32 | 500 |
| 6 | 18,98 | 35 | 500 |
| 7 | 22,77 | 37 | 500 |
| 8 | 26,57 | 40 | 500 |
| 9 | 30,36 | 42 | 500 |
| 10 | 34,16 | 45 | 500 |
| 11 | 37,95 | 47 | 500 |
| 12 | 41,75 | 48 | 500 |
| 13 | 45,54 | 50 | 500 |

Исходные данные для расчета заднего днища приведены в таблице Таблица 2.2.

Таблица 2.2 – Параметры заднего днища

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| № |  |  |  |
| 1 | 48,76 | 50 | 500 |
| 2 | 48, 76 | 62,5 | 458,33 |
| 3 | 48, 76 | 75 | 416,67 |
| 4 | 48, 76 | 87,5 | 375 |
| 5 | 48, 76 | 100 | 333,33 |
| 6 | 48, 76 | 112,5 | 291,67 |
| 7 | 48, 76 | 125 | 250 |
| 8 | 48, 76 | 137,5 | 208,33 |
| 9 | 48, 76 | 150 | 166,67 |
| 10 | 48, 76 | 162,5 | 125 |
| 11 | 48, 76 | 175 | 83,33 |
| 12 | 48, 76 | 187,5 | 41,67 |

Число Маха в данной зоне:

,

где  характерная скорость течения газа.

Статическая температура ПС:

.

Коэффициент восстановления температуры:

,

где  критерий Прандтля.

Температура ПС на адиабатической стенке:

.

Энтальпия ПС на адиабатической стенке:

,

где  теплоёмкость продуктов сгорания.

Энтальпия ПС при температуре стенки :

.

Плотность ПС при температуре стенки :

.

Значение числа Рейнольдса и Прандтля у стенки:

,

,

где эквивалентный размер области; коэффициент динамической вязкости;  коэффициент теплопроводности.

Значение числа Стантона на идеальной стенке:

.

Значение числа Стантона для реальных условий:

,

где коэффициент, учитывающий вдув газа в результате разложения газа,; коэффициент, учитывающий шероховатость стенки, ;коэффициент, учитывающий влияние турбулентности пульсаций, ; коэффициент, учитывающий влияние конденсированных частиц ПС, .

Плотность конвективного теплового потока к стенке камеры сгорания:

,

,

где коэффициент теплоотдачи.

Далее рассчитывается значение плотности радиационного теплового потока.

Значение степени черноты стенки.

Для определения степени черноты продуктов сгорания используется методика, изложенная в [7]. Из результатов термодинамического расчета находятся мольные концентрации молекул воды  и углекислого газа . Парциальные давление указанных молекул рассчитываются с использованием значения молекулярной массы газообразных продуктов сгорания по зависимостям:

,

.

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

.

По номограмме находим интегральные излучательные способности трехатомных молекул и газообразных ПС в целом:

,

,

.

Будем считать, что плотность конденсированной фазы составляет .

Среднемассовый диаметр конденсированных частиц ПС:



где .

Тогда эффективный коэффициент ослабления луча в продуктах сгорания:



Эффективная излучательная способность продуктов сгорания:

.

Плотность радиационного теплового потока:



где  постоянная Стефана-Больцмана, .

Скорость уноса массы материала ТЗП рассчитывается в предположении равенства начальной температуры ТЗП :

,

где  полная энтальпия ПС.

Примем, что максимально допустимая температура силовой оболочки выполненной, например, из органопластика, под материалом ТЗП равна . Тогда с учетом определенных выше значений необходимая толщина слоя абляционного ТЗП рассчитывается по формуле:

,

где  коэффициент температуропроводности покрытия.

Аналогичным образом рассчитывается потребные значения толщин ТЗП в других характерных зонах камеры сгорания РДТТ. При этом изменяются в расчете только характерная скорость течения газа и эквивалентный размер диаметра. Результаты расчета приведены в таблице Таблица 2.3 и Таблица 2.4.

Таблица 2.3 – Результаты расчета для цилиндрической части

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| 0,0189 | 3906,33 | 3906,425 | 25362,0325 | 0,6422606 | 1,17055 | 1,15372 | 0,9958 | 1,4003448 | 0,45 | 0,274799 | 2,4151479 | 0,263536 | 2,3912438 |
| 0,0189 | 3906,33 | 3906,425 | 25362,0325 | 0,6422606 | 1,17055 | 1,15372 | 0,99583 | 1,4003448 | 0,45 | 0,274799 | 2,4151479 | 0,263536 | 3,3913696 |
| 0,0204 | 3906,35 | 3906,462 | 25362,2753 | 0,6936415 | 1,152667 | 1,13609 | 1,0591 | 1,4892626 | 0,45 | 0,274799 | 2,4151479 | 0,269677 | 4,3836526 |
| 0,0227 | 3906,38 | 3906,524 | 25362,6744 | 0,7707128 | 1,128626 | 1,11239 | 1,1521 | 1,6202173 | 0,45 | 0,274799 | 2,4151479 | 0,278722 | 5,4342314 |
| 0,0242 | 3906,41 | 3906,568 | 25362,9638 | 0,8220936 | 1,114147 | 1,09812 | 1,2132 | 1,7060570 | 0,45 | 0,274799 | 2,4151479 | 0,284651 | 6,5348997 |
| 0,0265 | 3906,45 | 3906,64 | 25363,433 | 0,8991649 | 1,09435 | 1,07860 | 1,3033 | 1,8328371 | 0,45 | 0,274799 | 2,4151479 | 0,293408 | 7,7152468 |
| 0,0280 | 3906,48 | 3906,692 | 25363,7691 | 0,9505458 | 1,082249 | 1,06667 | 1,3626 | 1,9161434 | 0,45 | 0,274799 | 2,4151479 | 0,299162 | 8,9184475 |
| 0,0302 | 3906,53 | 3906,775 | 25364,3083 | 1,0276170 | 1,065498 | 1,05016 | 1,4503 | 2,0394371 | 0,45 | 0,274799 | 2,4151479 | 0,307678 | 10,221698 |
| 0,0318 | 3906,56 | 3906,834 | 25364,6911 | 1,0789979 | 1,055146 | 1,03995 | 1,5081 | 2,1206003 | 0,45 | 0,274799 | 2,4151479 | 0,313284 | 11,522892 |
| 0,0340 | 3906,62 | 3906,928 | 25365,3004 | 1,1560692 | 1,040678 | 1,02569 | 1,5935 | 2,2409122 | 0,45 | 0,274799 | 2,4151479 | 0,321594 | 12,943663 |
| 0,0355 | 3906,66 | 3906,994 | 25365,7299 | 1,2074500 | 1,03166 | 1,01680 | 1,6499 | 2,3202244 | 0,45 | 0,274799 | 2,4151479 | 0,327072 | 14,339195 |
| 0,0363 | 3906,68 | 3907,028 | 25365,9517 | 1,2331405 | 1,027322 | 1,01253 | 1,6780 | 2,3596256 | 0,45 | 0,274799 | 2,4151479 | 0,329793 | 15,678150 |
| 0,0378 | 3906,72 | 3907,099 | 25366,4092 | 1,2845213 | 1,018962 | 1,00429 | 1,7337 | 2,4379392 | 0,45 | 0,274799 | 2,4151479 | 0,335202 | 17,145222 |

Таблица 2.4 – Результаты расчета для заднего днища

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| 0,0378 | 3906,72 | 3907,099 | 25366,4092 | 1,2845213 | 1,018962 | 1,00429 | 1,73370731 | 2,4379392 | 0,45 | 0,274799 | 2,4151467 | 0,335202 | 18,224466 |
| 0,0473 | 3907,01 | 3907,604 | 25369,6923 | 1,4718474 | 0,99155 | 0,97726 | 2,10882420 | 2,9654285 | 0,412 | 0,274119 | 2,4091728 | 0,371224 | 19,798430 |
| 0,0568 | 3907,37 | 3908,223 | 25373,7056 | 1,6056517 | 0,974391 | 0,96035 | 2,48679033 | 3,4969245 | 0,375 | 0,273439 | 2,4031933 | 0,407521 | 21,417090 |
| 0,0662 | 3907,80 | 3908,953 | 25378,4496 | 1,6859342 | 0,964867 | 0,95096 | 2,87289370 | 4,0398631 | 0,337 | 0,272758 | 2,3972082 | 0,444608 | 23,096477 |
| 0,0757 | 3908,29 | 3909,797 | 25383,9247 | 1,7126951 | 0,961761 | 0,94790 | 3,27273765 | 4,6021236 | 0,3 | 0,272076 | 2,3912175 | 0,48303 | 24,857168 |
| 0,0851 | 3908,85 | 3910,753 | 25390,1315 | 1,6859342 | 0,964714 | 0,95081 | 3,69313566 | 5,1932873 | 0,262 | 0,271394 | 2,3852212 | 0,523447 | 26,727188 |
| 0,0946 | 3909,47 | 3911,821 | 25397,0706 | 1,6056517 | 0,974082 | 0,96005 | 4,14333821 | 5,8263621 | 0,225 | 0,270711 | 2,3792192 | 0,566759 | 28,747073 |
| 0,1041 | 3910,16 | 3913,003 | 25404,7427 | 1,4718474 | 0,991079 | 0,97680 | 4,63720988 | 6,5208445 | 0,187 | 0,270027 | 2,3732117 | 0,614312 | 30,979683 |
| 0,1135 | 3910,91 | 3914,298 | 25413,1486 | 1,2845213 | 1,018317 | 1,00365 | 5,19782860 | 7,3091865 | 0,15 | 0,269343 | 2,3671985 | 0,668347 | 33,531512 |
| 0,1230 | 3911,73 | 3915,706 | 25422,2891 | 1,0436736 | 1,061365 | 1,04609 | 5,86905958 | 8,2530715 | 0,112 | 0,268658 | 2,3611797 | 0,733126 | 36,606792 |
| 0,1325 | 3912,62 | 3917,227 | 25432,1652 | 0,7493041 | 1,133934 | 1,11762 | 6,75276198 | 9,4957338 | 0,075 | 0,267973 | 2,3551552 | 0,81854 | 40,681906 |
| 0,1419 | 3913,57 | 3918,862 | 25442,7778 | 0,4014129 | 1,284514 | 1,26607 | 8,19608561 | 11,525335 | 0,037 | 0,267287 | 2,3491251 | 0,958308 | 47,384707 |

# Расчет и проектирование корпуса РДТТ

Корпус РДТТ – часть РДТТ, предназначенная для образования КС, размещения заряда твердого ракетного топлива, монтажа узлов и агрегатов, а также для соединения узла РДТТ с перемещающимся аппаратом.

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

1. Должен выдерживать внутренние нагрузки, которые обусловлены рабочим процессом;
2. Корпус должен быть спроектирован так, чтобы в системе корпус – заряд возникало минимальное количество возмущений;
3. Конструкция должна быть оптимальной с точки зрения интеграции в состав подвижного аппарата;
4. Конструкция должна быть технологична;
5. Масса конструкции должна быть минимальной.

Основные задачи:

1. Выбор формы корпуса;
2. Выбор материалов;
3. Расчет толщины корпуса;
4. Выбор соединений и их расчет.

В настоящее время в РДТТ применяются в основном обечайки из трех типов материалов: металлические, из композиционных материалов и комбинированные. Широко используются композитные корпуса типа «кокон» (углепластиковые, органопластиковые и др.), изготавливаемые из волокна, пропитанного термостойким связующим, путем спирально-кольцевой намотки на оправку.

Корпус проектируемого РДТТ выполнен методом непрерывной намотки лентой органопластика на основе арамидных волокон, пропитанных эпоксидным связующим.

В качестве материала силовой оболочки принят композиционный материал – органопластик на основе армирующего материала – органоволокна марки «АРМОС» 600-А-К ТУ 6-12-172-91 и связующего марки ЭДТ-10 ОСТ 3-4759-80. Основные характеристики приведены в таблице Таблица 3.1.

Таблица 3.1 – Основные характеристики материала силовой оболочки корпуса

|  |  |
| --- | --- |
| Прочность волокна, МПа | 2500 |
| Модуль упругости, ГПА | 97 |
| Плотность, | 1,350 |
| Содержание связующего, % | 25-30 |



# 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.

На сопло воздействуют следующие нагрузки:

1. Тепловое воздействие
2. Скоростной напор
3. Механическое воздействие
4. Химическое взаимодействие ПС с конструкционными материалами
5. Эрозионное воздействие двухфазного потока на трансзвуковую часть сопла
6. Внешнее воздействие

С учетом основного предназначения сопла и особенностей нагрузок качество профилирования контура сопла определяет массово-габаритные и тягово-импульсные характеристики, как двигательной установки (ДУ), так и летательного аппарата (ЛА) 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 [7].

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 [7].

## Профилирование сверхзвуковой части сопла

Для профилирования сверхзвуковой части сопла можно использовать метод Рао (огибающих). Данный метод позволяет построить контур сверхзвуковой части сопла, близкий к контуру, получаемому при использовании точных методик, основанных на интегрировании дифференциальных уравнений в частных производных, описывающих сверхзвуковое течение идеального газа [7].

Из внутрибаллистического расчета известны следующие геометрические характеристики:

,

.

Методика приближенного построения такого профиля включает в себя нахождение углов  и относительной длины расширяющейся части, а образующая описывается параболой общего вида, которая строится геометрическим методом по координатам двух точек и касательным в них.

Безразмерный диаметр выходного сечения сопла:



Принимаем 

Для рассчитанных  и выбранного угла  по таблице [9, кн. 1, с. 355…362] определяется относительная длина расширяющейся части сопла  и угол входа в сопло .

Длина профилированного участка:



# Расчет потерь удельного импульса

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 утопленности сопла; потери из-за химической неравновесности.

Потери удельного импульса из-за рассеяния потока:



где .

Потери удельного импульса из-за трения потока:



где  температурный фактор; шероховатость внутренней стенки сопла.

Потери из-за наличия в ПС конденсированной фазы:

,

,

,

,

.

где коэффициент, учитывающий абсолютное значение давления в камере сгорания РДТТ и обусловливающий снижение потерь при увеличении давления торможения вследствие ускорения процессов скоростной релаксации потока;  коэффициент, учитывающий влияние геометрической степени расширения сопла РДТТ, обусловливающего уменьшение двухфазных потерь за счет снижения градиента скорости потока по длине сопла.

Потери из-за утопленности сопла:

.

Потери из-за химической неравновесности:

.

Коэффициент потерь :



# Расчет воспламенительного устройства

Основным назначением системы воспламенения является зажигание топливного заряда РДТТ за заданное время по определенному закону и при выполнении совокупности дополнительных требований:

1. Обеспечение заданной скорости нарастания давления в КС при выходе на режим.
2. Отсутствие забросов давления при воспламенении заряда за установленный предел.
3. Надежность, приемлемость массово-габаритных характеристик, эксплуатационные требования.

Основными задачами при проектировании системы воспламенения являются:

1. Выбор способа воспламенения.
2. Выбор конструктивной схемы системы воспламенения, её пространственного размещения в камере сгорания.
3. Выбор марки воспламенительного состава.
4. Определение массовых, геометрических параметров системы воспламенения.

Так как в космических условиях требуется большее время для воспламенения топлива, то в качестве воспламенителя используем РДТТ малой тяги.

# Список литературы

1. Фахрутдинов И.Х. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива / И.Х. Фахрутдинов, А.В. Котельников. – Рипол Классик, 1987. – 328 с.
2. Шишков А.А. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива: Справочник / А.А. Шишков, С.Д. Панин, Б.В. Румянцев. – М.: Машиностроение, 1988. – 240 с.
3. Генералов М.Б. Основные процессы и аппараты производства твердого ракетного топлива: учеб. пособие. – М.: Ун-т машиностроения, 2013. – 232 с.
4. Дорофеев А.А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчет и проектирование: Учебник / А.А. Дорофеев. – 3-е изд. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. – 571 с.
5. Белов Г.В., Трусов Б.Г. Термодинамическое моделирование химически реагирующих систем. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013. – 96 с.
6. Александренков В.П., Ягодников Д.А. Расчет коэффициентов тепломассообмена в сопле Лаваля РДТТ. Методические указания к домашнему заданию по курсу «Теплозащита и прочность конструкций РДТТ». – Москва: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. – 19 с.
7. Ягодников Д.А., Андреев Е.А. Основы проектирования ракетных двигательных установок на твердом топливе. Методическое пособие по курсовому и дипломному проектированию. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. – 112с.
8. Феодосьев В.И. Сопротивление материалов. – Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004.- 592 с.
9. Основы теории и расчета ракетных двигателей / Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. и др.; под ред. Кудрявцева В.М. – 4 изд. – М.: Высшая школа, 1993

# Приложение А. Характеристики ТРТ

**Топливо ARCADENE – 253A.**

Условная химическая формула:



Закон горения:

, .

Плотность топлива:

.

**Топливо ARCIT – 373D.**

Условная химическая формула:



Закон горения:

, .

Плотность топлива:

.

**Топливо RD – 2435.**

Условная химическая формула:



Закон горения:

, .

Плотность топлива:

.

**Топливо ТР – Н – 3062.**

Условная химическая формула:



Закон горения:

, .

Плотность топлива:

.

**Топливо ПХА − 3М.**

Условная химическая формула:



Закон горения:

, .

Плотность топлива:

.

**Топливо ПХА−4М.**

Условная химическая формула:



Закон горения:

, .

Плотность топлива:

.

**Топливо ПХА−5М.**

Условная химическая формула:



Закон горения:

, .

Плотность топлива:

.

**Топливо ПХК−1М.**

Условная химическая формула:



Закон горения:

, .

Плотность топлива:

.

**Топливо ПХН−2М.**

Условная химическая формула:



Закон горения:

, .

Плотность топлива:

.

# Приложение Б. Термодинамический расчет

Исходный состав:

(C5.213H24.948O28.408N7.428Cl2.979Al7.413[-2034] - 0.998) +

(C5.268H4.800O12.375N2.062Cl3.663Al22.237[-64.39] - 0.002)

Состав, моль/кг: C 5.4755 H 26.1645 O 29.8067 N 7.7914 Cl3.1303 Al7.8151

1-й параметр: p(кам) =5

2-й параметр: I = -2030.061

Расширение: p(a), МПа =0.03 (равновесное)

Равновесные параметры при p(кам)=5 МПа, p=5 МПа (камера, СИ):

p=5 T=3906.2 v=0.183784 S=8.87345 I=-2030.06

U=-2878.85 M=31.9669 Cp=1.81663 k=1.14876 Cp'=6.49239

k'=1.18683 Ap=0.0005576 Bv=0.0005198 Gt=0.218428e-6 MMg=22.1076

Rg=376.087 Cpg=1.94772 kg=1.2393 Cp'g=7.84797 k'g=1.2147

Mu=0.0001035 Lt=0.355691 Lt'=2.19692 Pr=0.566496 Pr'=0.36956

A=1008.29 z=0.374489 Bm=0.140977 n= - w=0

Mach=0 Frel= - F'= - alpha=0.877379 Dens= -

Равновесные концентрации (моль/кг):

e- = 0.1763e-4 O = 0.75926 O+ = 0.1903e-10 O- = 0.1925e-5

O2 = 0.66859 O2+ = 0.3311e-8 O2- = 0.2681e-6 O3 = 0.6176e-5

H = 1.7385 H+ = 0.5057e-10 H- = 0.4006e-6 H2 = 2.9299

H2+ = 0.4980e-11 H3+ = 0.2307e-9 OH = 2.2669 OH+ = 0.1011e-8

OH- = 0.6179e-5 HO2 = 0.00369 HO2- = 0.2324e-8 H2O = 6.8972

H2O+ = 0.1836e-7 H2O2 = 0.3782e-3 H3O+ = 0.6359e-6 Cl = 0.8259

Cl+ = 0.4649e-9 Cl- = 0.3415e-3 Cl2 = 0.00121 ClO = 0.00636

ClO2 = 0.1040e-5 Cl2O = 0.1411e-6 HCl = 2.1448 HOCl = 0.00166

N = 0.0018 N2 = 3.6807 N2+ = 0.1407e-11 N3 = 0.9000e-8

NO = 0.42609 NO+ = 0.1801e-5 NO2 = 0.3703e-3 NO2+ = 0.7581e-10

NO2- = 0.1265e-7 NO3- = 0.7657e-11 N2O = 0.7474e-4 N2O3 = 0.2847e-9

NH = 0.5990e-3 NH2 = 0.2041e-3 NH3 = 0.7342e-4 NH4+ = 0.1076e-9

N2H2 = 0.4018e-7 N2H4 = 0.4661e-11 HN = 0.2700e-8 HNO = 0.5472e-3 ClNO = 0.6171e-4 ClNO2 = 0.4729e-8 C = 0.1988e-6 C2 = 0.2852e-11

CO = 4.3293 CO+ = 0.1414e-9 CO2 = 1.1454 CO2+ = 0.3645e-9 C2O = 0.1326e-7 C3O2 = 0.3724e-11 CH = 0.6470e-7 CH2 = 0.4623e-7

CH3 = 0.4132e-7 CH4 = 0.6017e-8 C2H = 0.1785e-10 C2H2 = 0.1249e-9

HCO = 0.4915e-3 HCO+ = 0.3964e-7 COOH = 0.2144e-3 H2CO = 0.9655e-5

CH2OH = 0.2178e-7 CCl = 0.1051e-6 CCl2 = 0.6990e-9 ClCO = 0.6937e-4

Cl2CO = 0.3928e-7 CHCl = 0.8576e-8 CH2Cl = 0.5135e-8 CH3Cl = 0.2316e-9

CN = 0.2395e-5 CN- = 0.4361e-8 NCN = 0.6690e-9 CNN = 0.1243e-10

ClCN = 0.2148e-6 Al = 0.00585 Al+ = 0.3873e-3 Al2 = 0.1606e-6 AlO = 0.05109 AlO- = 0.2132e-4 AlO2 = 0.00751 AlO2- = 0.6171e-6

Al2O = 0.00201 Al2O2 = 0.00406 Al2O3(c) = 3.6729 Al2O3 = 0.1708e-3

AlH = 0.6295e-3 AlH2 = 0.2841e-5 AlH3 = 0.1001e-6 AlOH = 0.21227

HAlO = 0.4356e-3 HAlO2 = 0.00553 Al(OH)2 = 0.02454 Al(OH)3 = 0.01162

AlCl = 0.0653 AlCl2 = 0.00325 AlCl3 = 0.3629e-3 Al2Cl6 = 0.2360e-11

ClAlO = 0.02986 Cl2AlO = 0.1618e-3 AlHCl = 0.2127e-3 AlH2Cl = 0.3556e-5

AlN = 0.1330e-4 AlC = 0.5165e-9

Равновесные параметры при p(кам)=5 МПа, p=2.9199 МПа (кр. сечение, СИ):

p=2.91985 T=3745.24 v=0.298465 S=8.87345 I=-2511.45

U=-3313.55 M=31.7231 Cp=1.81432 k=1.14712 Cp'=6.40452

k'=1.1794 Ap=0.0005698 Bv=0.0005338 Gt=0.372558e-6 MMg=22.1177

Rg=375.915 Cpg=1.94768 kg=1.23917 Cp'g=8.09876 k'g=1.2064

Mu=0.0001007 Lt=0.344362 Lt'=2.19376 Pr=0.569505 Pr'=0.371725

A=981.214 z=0.381007 Bm=0.141254 n=1.10933 w=981.214

Mach=1 Frel=1 F'=0.0003042 Isp=1869.37 B=1520.9

Равновесные концентрации (моль/кг):

e- = 0.1198e-4 O = 0.68983 O+ = 0.6825e-11 O- = 0.9407e-6

O2 = 0.64372 O2+ = 0.1539e-8 O2- = 0.1215e-6 O3 = 0.3381e-5

H = 1.6493 H+ = 0.1896e-10 H- = 0.1866e-6 H2 = 2.8714

H2+ = 0.1499e-11 H3+ = 0.9081e-10 OH = 2.1042 OH+ = 0.4034e-9

OH- = 0.3231e-5 HO2 = 0.00268 HO2- = 0.8699e-9 H2O = 7.1094

H2O+ = 0.8444e-8 H2O2 = 0.2529e-3 H3O+ = 0.3715e-6 Cl = 0.8214

Cl+ = 0.1976e-9 Cl- = 0.2411e-3 Cl2 = 0.9920e-3 ClO = 0.00494

ClO2 = 0.6039e-6 Cl2O = 0.7881e-7 HCl = 2.1899 HOCl = 0.00125

N = 0.00124 N2 = 3.7081 N3 = 0.3840e-8 NO = 0.37263

NH2 = 0.1197e-3 NH3 = 0.4496e-4 NH4+ = 0.4552e-10 N2H2 = 0.1704e-7

C = 0.8503e-7 CO = 4.2618 CO+ = 0.5214e-10 CO2 = 1.2132

CH2 = 0.1798e-7 CH3 = 0.1679e-7 CH4 = 0.2396e-8 C2H = 0.4593e-11

C2H2 = 0.3832e-10 HCO = 0.3005e-3 HCO+ = 0.1924e-7 COOH = 0.1365e-3

CH4O = 0.1566e-9 CH2OH = 0.8171e-8 CCl = 0.4575e-7 CCl2 = 0.2795e-9

ClCO = 0.4176e-4 Cl2CO = 0.2113e-7 CHCl = 0.3349e-8 CH2Cl = 0.1975e-8

HClCO = 0.7862e-6 CN = 0.1144e-5 CN- = 0.1529e-8 NCN = 0.2214e-9

CNN = 0.3469e-11 C2N2 = 0.1526e-11 NCO = 0.1084e-5 HCN = 0.1214e-4

Al2 = 0.5108e-7 AlO = 0.03536 AlO- = 0.1053e-4 AlO2 = 0.00452

AlO2- = 0.2848e-6 Al2O = 0.00113 Al2O2 = 0.00235 Al2O3(c) = 3.7368

Al2O3 = 0.8785e-4 AlH = 0.3503e-3 AlH2 = 0.1167e-5 AlH3 = 0.3747e-7

AlOH = 0.15982 HAlO = 0.2516e-3 HAlO2 = 0.00389 Al(OH)2 = 0.01578

Al(OH)3 = 0.00805 AlCl = 0.05001 AlCl2 = 0.00223 AlCl3 = 0.2671e-3

ClAlO = 0.02361 Cl2AlO = 0.1011e-3 AlHCl = 0.1140e-3 AlH2Cl = 0.1664e-5

AlN = 0.5755e-5 AlC = 0.1402e-9

Равновесные параметры при p(кам)=5 МПа, p=0.03 МПа (вых. сечение, СИ):

p=0.03 T=2689.63 v=19.0665 S=8.87345 I=-5753.08

U=-6261.67 M=29.4801 Cp=1.77501 k=1.13612 Cp'=5.33012

k'=1.12573 Ap=0.0006401 Bv=0.0006205 Gt=0.0000353 MMg=23.5421

Rg=353.17 Cpg=1.89218 kg=1.22948 Cp'g=7.726 k'g=1.14572

Mu=0.0000805 Lt=0.25341 Lt'=1.58326 Pr=0.601173 Pr'=0.392882

A=790.025 z=0.397834 Bm=0.147118 n=1.10213 w=2728.74

Mach=3.454 Frel=22.9709 F'=0.0069873 Isp=2938.36 B= -

Равновесные концентрации (моль/кг):

e- = 0.1461e-6 O = 0.17032 O- = 0.4335e-9 O2 = 0.28558

O2- = 0.2806e-10 O3 = 0.1059e-7 H = 0.73826 H- = 0.6554e-10

H2 = 2.1375 OH = 0.77374 OH- = 0.3457e-8 HO2 = 0.1005e-3

H2O = 8.9243 H2O+ = 0.7154e-11 H2O2 = 0.5408e-5 H3O+ = 0.3778e-8

Cl = 0.6041 Cl- = 0.4659e-5 Cl2 = 0.1538e-3 ClO = 0.3514e-3

ClO2 = 0.2843e-8 Cl2O = 0.3155e-9 HCl = 2.5207 HOCl = 0.8604e-4

N = 0.2712e-4 N2 = 3.8553 N3 = 0.1501e-11 NO = 0.08074

NO+ = 0.9966e-8 NO2 = 0.7658e-5 N2O = 0.1088e-5 NH = 0.3493e-5

ClNO2 = 0.3292e-11 C = 0.2405e-10 CO = 3.3809 CO2 = 2.0946

CH = 0.3019e-11 CH2 = 0.3096e-11 CH3 = 0.5552e-11 HCO = 0.3198e-5

HCN = 0.5464e-7 HNC = 0.6481e-8 ClCN = 0.1976e-9 Al = 0.3119e-4

Al+ = 0.4800e-5 AlO = 0.5010e-3 AlO- = 0.3816e-8 AlO2 = 0.1674e-4

AlO2- = 0.5808e-10 Al2O = 0.1515e-5 Al2O2 = 0.4566e-5 Al2O3(c) = 3.9018

Al2O3 = 0.5970e-7 AlH = 0.7250e-6 AlH2 = 0.1623e-9 AlH3 = 0.2730e-11

AlOH = 0.00596 HAlO = 0.7577e-6 HAlO2 = 0.7900e-4 Al(OH)2 = 0.1757e-3

Al(OH)3 = 0.2529e-3 AlCl = 0.0022 AlCl2 = 0.4449e-4 AlCl3 = 0.1410e-4

AlN = 0.1142e-8