**Здравствуйте, уважаемый члены комиссии!**

Вашему вниманию представляется дипломный проект на тему: маршевый ракетный двигатель твердого топлива третьей ступени ракеты-носителя.

Этот двигатель включается в космосе и предназначен для разгона перемещаемого аппарата или для поддержания постоянной скорости его движения.

Исходными данными на проектирование РДТТ были:

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

В рамках представленного дипломного проекта спроектирован РДТТ третьей ступени ракеты-носителя, отвечающий требованиям ТЗ.

На **листе 1** представлен общий вид РДТТ.

Была выбрана следующая форма 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. *Но об этом чуть позже в исследовательской части проекта.*

Корпус двигателя состоит из силовой оболочки, выполненной из органопластика «АРМОС», ТЗП, выполненного из эластичного абляционного материала (композиционный материал с основой связующего из термопластичного полимера и дисперсно-волокнистого наполнителя из керамики), стыковочного шпангоута, компенсационного резинового клина, заднего вмотанного фланца из титанового сплава ВТ-22. Проведен расчет силовой оболочки, определены толщины слоев спиральной и кольцевой намотки. Проведен расчет разъемных соединений корпуса с сопловым блоком. Проведен расчет тепловых потоков к элементам конструкции камеры сгорания двигателя и получены толщины ТЗП в разных зонах.

На **листе 2** представлено поворотное сопло и воспламенитель.

В качестве воспламенительного устройства выбран РДТТ малой тяги в прочном стальном корпусе, с вкладным одноканальным зарядом, выполненным из пиротехнического состава марки Б-20СН. Предвоспламенитель представляет собой мешочек, заполненный гранулами дымного ружейного пороха.

В результате проектирования соплового блока выбрано утопленное поворотное сопло. Сопло выполнено поворотным, управление траекторией осуществляется с помощью ЭОШ. Проведено профилирование внутреннего канала сопла, позволившее снизить потери в нем. Сопло состоит из воротника (УУКМ), вкладыша в критическом сечении (карбид вольфрама), облицовки вкладыша (УУКМ), СО (ВТ-22), ТЗП расширяющейся части сопла (углепластик П5-13) и ТЗП внешней утопленной части сопла (УУКМ). Для внутреннего канала сопла проведен расчет тепловых потоков, на **листе 4** в графическом виде представлены зависимости конвективного, радиационного и суммарного тепловых потоков для разных сечений сопла, приведены графики распределения коэффициента теплоотдачи, температуры, давления и скорости продуктов сгорания по длине сопла.

Для готового заряда РДТТ были определены внутрибаллистические характеристики. На **листе 3** приведены зависимости изменения площади поверхности горения; изменения давления в камере сгорания, скорости горения и тяги во время работы двигателя.

**Исследовательская часть**

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

В качестве решения данной проблемы выбрана такая (*тыкаю указкой*) концепция заряда.

Поиск подходящей пары топлив для «ведущего» и «ведомого» зарядов является важной задачей оптимизации при проектировании РДТТ.

В исследовательской части проекта рассмотрены вопросы, связанные с определением качественного характера зависимости параметров двигателя от параметров используемых топлив.

На **листе 5** представлена схема концепции заряда и общие формулы.

Также на листе представлен график, который отображает влияние соотношения диаметров зарядов и термодинамики топлив на общую термодинамику двигателя.

Можно сделать вывод, что при реальных значениях диаметра ведущего заряда снижение итогового комплекса термодинамических параметров топлива не превышает десятых долей процента, то есть негативным влиянием термодинамических параметров ведущего заряда можно пренебречь.

Для конкретных топливных пар была определена зависимость расхода и угла наклона конуса поверхности горения в широком диапазоне давлений.

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.

В технологической части дипломного проекта рассматривается технологический процесс изготовления заряда из смесевого твердого ракетного топлива.

Разработан операционно-маршрутный технологический процесс, представленный на листах **«Операционная карта»**. Разработана конструкция экструдера, представленная на листе **«Экструдер»**.

В разделе экологии и охраны труда проведен общий анализ вредных и опасных факторов, негативно влияющих как на человека, так и на окружающую среду. Определено расстояние, при котором концентрация вредных веществ достигает достаточного уровня ПДК атмосферного воздуха. По результатам расчета санитарно-защитная зона полигона должна составлять не менее 250 м.

Также проведен акустический расчет, в результате которого определено безопасное расстояние, на котором следует организовать пульт управления и наблюдения при испытаниях двигателя. Минимальным расстоянием для обеспечения нормативных значений звукового давления является расстояние до стенда = 300 м.

В организационно-экономической части определяются затраты на проектирование РДТТ третьей ступени, изготовление опытных образцов и их испытания. По результатам расчета суммарные затраты составили 64 347 000 руб.

Спроектированный ракетный двигатель на твердом топливе полностью отвечает требованиям, представленным в ТЗ, и обладает следующими характеристиками:

Импульс тяги: .

Время работы: .

Давление в камере сгорания: .

Удельный импульс, .

Диаметр двигателя: .

Длина двигателя: .

**Спасибо за внимание!**