Уважаемая комиссия, вашему вниманию предлагается дипломный проект, посвящённый проектированию ракетного двигателя на твердом топливе разгонного блока космического летательного аппарата.

Этот двигатель включается в космосе и используется для создания конечного разгонного импульса при выводе космического аппарата на околоземную орбиту.

Исходными данными на проектирование РДТТ были:

Импульс тяги РДТТ:

Время работы двигателя:

Среднее давление в камере сгорания:

Давление окружающей среды:

Геометрическая степень расширения сопла:

В рамках представленого дипломного проекта спроектирован РДТТ разгонного блока космического летательного аппарата отвечающий ТЗ. На листах 1 и 2 представлен общий вид РДТТ. Канальный заряд с коническим компенсатором выполнен из смесевого топлива марки ТР-Н-3062 (состав: перхлорат аммония = 72%, полиуретан = 12%, порошок алюминия = 16%) и прочно скреплен с корпусом. Проведен прочностной расчет заряда, показавший что действующие напряжения во время работы двигателя не превышают предельно допустимых. На листе «СТАДИИ ГОРЕНИЯ ЗАРЯДА ТТ = 3» показан процесс выгорания заряда и построена зависимость изменения площади поверхности горения от толщины выгоревшего свода.

На листе «ИЗМЕНЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК РДТТ = 4» приведены зависимости изменения площади поверхности горения во время работы двигателя на режиме, зависимости изменения давления в камере сгорания и пустотной тяги во время работы двигателя на режиме, а также зависимости давления и тяги с учетом случайных и неслучайных отклонений параметров камеры сгорания, соплового блока и заряда:

; ; ; с; с; с;

приведены зависимости давления в камере сгорания и тяги во время выхода двигателя на режим и спада давления после выгорания заряда. Время выхода на режим составило 0,072 секунды, а время останова 0,541 секунду с импульсом последействия 1240 Н·с. Также на этом листе представлены графики изменения коэффициента удельного импульса и действительного пустотного удельного импульса во время работы двигателя.

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, переднего и заднего вмотанных фланцев из титанового сплава ВТ-22; раскрепляющих манжет.

Проведен прочностной расчет силовой оболочки корпуса и определены толщины слоев спиральной и кольцевой намотки. Проведен расчет разъемных соединений корпуса с воспламенителем и корпуса с сопловым блоком. Проведен расчет тепловых потоков к элементам конструкции камеры сгорания двигателя и получены толщины ТЗП в разных зонах.

В результате проектирования соплового блока выбрано утопленное неподвижное сопло с двумя выдвижными насадками, позволившее сократить осевые размеры примерно на 25% (с 1290 до 941 = 350 мм). Раздвижка насадков представленная на листе «5» производится с помощью автономного привода, выполненного в виде телескопических гидравлических штанг (раздвижка холодная). Проведено профилирование внутреннего канала сопла, позволившее снизить потери в нем до значений не превышающих 7,5%. Неподвижная часть сопла выполнена многослойной. Она состоит из воротника (УУКМ) вкладыша в критическом сечении (пирографит), облицовки вкладыша (УУКМ с «0» уносом массы), СО (ВТ-22), ТЗП расширяющейся части сопла (углепластик П5-13) и ТЗП внешней утопленной части сопла (УУКМ). В сопле установлена заглушка (сталинит), обеспечивающая выход двигателя на заданный режим. Для внутреннего канала сопла проведен расчет тепловых потоков, на листе «ТЕПЛОВЫЕ ПОТОКИ В СОПЛЕ = 6» представлены зависимости конвективного, радиационного и суммарного тепловых потоков от времени для разных сечений сопла, и приведен график среднего по времени эффективного значения коэффициента теплоотдачи для разных сечений сопла.

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

В программе SolidWorks построена 3D лист «7» модель разрабатываемого двигателя, позволившая рассчитать массовые характеристики двигателя в целом и его отдельных элементов. Масса заряда твердого топлива составила 353,374 кг; масса корпуса = 33,415 кг; масса соплового блока = 5,928 кг; масса воспламенительного устройства = 0,856 кг. В итоге масса конструкции двигателя без топлива составила 40,511 кг, а с топливом 393,885 кг.

В исследовательской части рассмотрены вопросы, связанные с утилизацией РДТТ методом бессоплового сжигания на стенде открытого типа. При таком способе утилизации двигателя критическим сечением вместо минимального сечения сопла с диаметром 44 мм становится внутреннее выходное сечение в сопловом фланце с диаметром 110 мм. В соответствии с уравнением внутренней баллистики при увеличении площади критического сечения давление в камере сгорания и, соответственно, скорость горения ТРТ уменьшаются. При этом увеличивается время работы двигателя, а, следовательно, и время контакта высокотемпературных продуктов сгорания со стенками камеры двигателя. Так как однозначно нельзя сказать, как отсутствие сопла скажется на состоянии корпуса РДТТ с точки зрения прогара конструкции и места его возникновения, проведен расчет тепловых потоков к элементам конструкции камеры двигателя и определены температуры силовой оболочки в конце утилизации в различных зонах. Результаты расчетов представлены на листе «7».

Тепловые потоки к элементам конструкции при утилизации в 3…5,5 раз ниже, чем при штатной работе двигателя, при этом время контакта высокотемпературных продуктов сгорания со стенкой в характерных зонах в 1,5 раза больше.

При утилизации РДТТ скорость уноса теплозащитного покрытия также меньше ( мм/с), чем при штатной работе двигателя ( мм/с). При этом уменьшается толщина выгоревшего слоя ТЗП в 2..3 раза.

Рассчитанные по методике ТЗП активного типа температуры силовой оболочки корпуса РДТТ в характерных зонах 5 – 14 превышают допустимое значение 500 К. При этом максимальная температура наблюдается в районе сопряжения заднего днища и цилиндрической обечайки (зона 6). Наименьшая температура наблюдается на заднем днище, вблизи соплового блока (зоны 1 – 3).

Изменение времени контакта высокотемпературных продуктов сгорания оказывает большее влияние на изменение температуры элементов конструкции корпуса РДТТ, чем изменение теплового потока к ним. В зонах, где изначально толщина ТЗП была наибольшей (зоны 1 – 3), оставшийся в конце утилизации слой удерживает тепловые потоки при увеличенном времени их подвода, и в этих зонах температура не превышает допустимой 500 К и меняется в диапазоне 295…326 К. В зонах где изначально толщина ТЗП была наименьшей (зоны 5 – 8) оставшийся в конце утилизации слой не способен удерживать тепловые потоки при увеличенном времени их подвода, и в этих зонах температура в 1,5…2,5 раза превышает допустимой 500 К и меняется в диапазоне 838…1308 К.

По результатам расчета можно сделать вывод, что прогар конструкции наиболее вероятен на цилиндрической обечайке и в зоне ее сопряжения с задним днищем.

В технологической части рассмотрен технологический процесс изготовления силовой оболочки корпуса двигателя из органопластика «Армос» методом спирально кольцевой намотки. Определены технологические параметры намотки СО. Разработан операционно-маршрутный технологический процесс, представленный на листах «ОПЕРАЦИООНЫЕ ЭСКИЗЫ». Разработана конструкция технологической оправка, представленная на листе «ОПРАВКА».

В разделе организации и планирования производства построен график разработки двигателя, проведён технико-экономического анализ затрат на создание спроектированного двигателя, определена его себестоимость, а также точка рентабельности производства.

В разделе экологии и промышленной безопасности проведен анализ вредных факторов, воздействующих на окружающую среду и обслуживающий персонал при утилизации двигателя на открытом стенде. Для защиты окружающей среды от вредных веществ, образующихся в процессе утилизации стенд оборудуется устройствами орошения водой факела продуктов сгорания топлива с последующим сбором и очисткой технологических вод. Проведен акустический расчет, в результате которого при использовании в помещении управления стендом железобетонной стены, минимальным расстоянием для обеспечения нормативных значений звукового давления является расстояние до стенда = 10 м.

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

Импульс тяги:

Время работы:

Импульс последействия:

Потери удельного импульса не превышают 8,5%

Пустотный удельный импульс составляет в среднем

Диаметр камеры:

Длина двигателя:

Коэффициент объемного заполнения камеры сгорания топливом:

Коэффициент массового совершенства РДТТ: