

Реферат

Выпускная квалификационная работа бакалавра на 50 с., 12 рис., 7 табл., 15 источников, 1 приложение.

РАЗГОННЫЙ БЛОК, ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКАЯ ОРБИТА, ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ РАСЧЕТЫ, ОСНОВНЫЕ ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ, ТОПЛИВНЫЙ БАК, ПРОФИЛИРОВАННОЕ СОПЛО, ВНЕШНЕЕ КОНВЕКТИВНОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ, РЕГЕНЕРАТИВНОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ, ТОЛЩИНА ОХЛАДИТЕЛЬНОГО ТРАКТА.

Объектом разработки является разгонный блок (РБ) для вывода космического аппарата (КА) на высокоэллиптические орбиты (ВЭО). В состав РБ входит комплексная двигательная установка на жидких высококипящих компонентах топлива. Цель работы – определение оптимального начального реактивного ускорения, удовлетворяющего ограничениям по максимально допустимой перегрузке. Выполнены баллистические расчеты, а также расчеты массовых и габаритных характеристик РБ. Произведён расчёт минимальной стартовой массы РБ. Разработана конструктивно-компоновочная схема РБ. Рассмотрено внешнее конвективное охлаждение маршевой двигательной установки на базе жидкостного ракетного двигателя. Произведено определение толщины охладительного тракта.

Содержание

Перечень сокращений	4
Введение	5
1 Баллистическое проектирование	7
1.1 Выбор схемы перелёта	8
1.2 Расчет суммарных затрат характеристической скорости.....	10
1.2.1 Расчёт импульсных скоростей.....	11
1.2.2 Расчет затрат характеристической скорости при перелёте по полуэллипсу Гомана.....	12
1.2.3 Расчет затрат характеристической скорости при трехимпульсном перелете	14
1.3 Расчет энергомассовых характеристик и проектных параметров ТКА	16
2 Проектирование маршевой двигательной установки на базе ЖРД.....	22
2.1 Определение характеристик двигательной установки	22
2.2 Определение геометрических размеров камеры сгорания и сопла	25
2.2.1 Расчет камеры сгорания	25
2.2.2 Расчет днища камеры сгорания	26
2.2.3 Расчет и построение контура профилированного сопла.....	27
2.2.4 Расчет объема баков	30
2.3 Конструктивно-компоновочная схема ТКА.....	32
3 Проектирование внешнего конвективного охлаждения ЖРД	36
3.1 Характеристика внешнего конвективного охлаждения.....	36
3.2 Расчет суммарной плотности теплового потока в стенку ЖРД	37
3.2.1 Расчет температуры продуктов сгорания вдоль соплового блока	37
3.2.2 Расчет плотности конвективного теплового потока	39
3.2.3 Расчет поправок в критериальном уравнении	43
3.2.4 Расчет плотности суммарного теплового потока	44
3.3 Определение толщины охлаждающего тракта ЖРД.....	46
Заключение	50
Список использованных источников	51
Приложения	53

Перечень сокращений

АТ	— азотный тетраоксид;
ВЭО	— высокоэллиптическая орбита;
ГСО	— геостационарная орбита;
ДУ	— двигательная установка;
ЖРД	— жидкостный ракетный двигатель;
КА	— космический аппарат;
КОС	— комплекс обеспечивающих систем;
КС	— камера сгорания;
МДУ	— маршевая двигательная установка;
НДМГ	— несимметричный диметилгидразин;
ОО	— опорная орбита;
ПО	— переходная орбита;
РБ	— разгонный блок;
РД	— ракетный двигатель;
РКТ	— ракетно-космическая техника;
РН	— ракета-носитель;
РО	— рабочая орбита;
СОТР	— система обеспечения теплового режима;
СХП	— система хранения и подачи;
ТКА	— транспортный космический аппарат;
ТНА	— турбонасосный агрегат.

Введение

Космонавтика в наши дни не только отрасль науки, но и важная часть жизни каждого человека. Искусственные спутники Земли служат народному хозяйству – обеспечивают глобальную связь и сверхдальние телепередачи; собирают и передают на Землю метеорологическую информацию; следят за явлениями на Солнце и предупреждают о неблагоприятных последствиях этих явлений; выполняют задачи разведки, навигации; помогают поискам полезных ископаемых и многое другое.

В настоящее время к ракетно-космической технике (РКТ) предъявляют высокие требования, направленные на увеличение массового совершенства, надёжности, снижение стоимости.

Для выведения космического аппарата (КА) с низких опорных на целевые орбиты, используются одноразовые средства межорбитальной транспортировки – разгонные блоки (РБ). РБ имеет маршевую двигательную установку (МДУ), предназначенную для формирования управляющих сил, и соответственно для совершения манёвров путём изменения параметров движения центра масс КА [1].

Цель данной выпускной квалификационной работы – проектирование РБ для вывода КА на высокоэллиптическую орбиту (ВЭО).

ВЭО – это тип эллиптических орбит, у которых высота в апогее во много раз превышает высоту в перигее.

Когда КА находится близко от апогея, у наземного наблюдателя создаётся впечатление, что спутник почти не движется в течение нескольких часов, то есть его орбита становится квазигеостационарной. Точка квазигеостационара может быть расположена над любой точкой земного шара, а не только над экватором, как у геостационарных спутников. Это свойство используется в северных и южных широтах, сильно удалённых от экватора, где угол места геостационарных спутников может быть очень низким, или даже отрицательным. В этих зонах приём с геостационарного спутника сильно

затруднён или вовсе невозможен, и спутники на высокоэллиптических орбитах являются единственной возможностью обеспечить обслуживание.

Орбиты ВЭО могут иметь любое наклонение, но часто имеют наклонение близкое к $i = 63,435^\circ$, так как в этом случае нецентральность поля тяготения Земли не вызывает изменения положения линии апсид орбиты [2].

Спутники на ВЭО обладают следующими достоинствами:

- возможность обслуживания очень большой территории;
- обслуживание в высоких широтах;
- широкое использование различных частотных диапазонов в отличие от геостационарной орбиты (ГСО), где уже практически не осталось ни свободного места, ни свободных частот;
- более дешёвый вывод на орбиту.

Одним из главных недостатков ВЭО является необходимость иметь, по крайней мере, три спутника на орбите для создания квазигеостационарной системы, тогда как для ГСО достаточно одного КА. В случае обеспечения круглосуточного непрерывного вещания, количество КА возрастает до семи.

Решить эту проблему можно путём разработки более грузоподъёмных РБ, которые смогут выводить на рабочую орбиту большие полезные нагрузки. Тогда при одном запуске можно доставить на орбиту сразу несколько КА.

Для реализации поставленной цели решались следующие задачи:

- изучение теоретического материала по данной теме;
- подбор методик исследования;
- проектирование двигательной установки (ДУ), топливных баков;
- составление конструктивно-компоновочной схемы РБ;
- анализ полученных результатов и выводы.

1 Баллистическое проектирование

Задачами баллистического проектирования являются определение оптимального способа выполнения манёвра, необходимого запаса характеристической скорости и оперативности выполнения манёвра.

Исходными данными для баллистического проектирования являются:

- масса полезной нагрузки;
- параметры опорной орбиты (ОО);
- параметры рабочей орбиты (РО);
- ограничение на время межорбитальных перелётов;
- максимальная допустимая нагрузка в процессе транспортных операций.

Цель баллистического проектирования – определение оптимальных значений начального реактивного ускорения транспортного космического аппарата (ТКА) и параметров межорбитальных перелётов, которые обеспечивают минимум стартовой массы ТКА при выполнении ограничений на время осуществления межорбитальных перелётов и максимальную перегрузку.

При составлении математической модели принимаются следующие допущения:

- аэродинамическое сопротивление отсутствует;
- пренебрегаем расходами рабочего тела (топлива) на стабилизацию КА на активных участках полёта;
- протяжённость активного участка траектории бесконечно мала, и скорость КА изменяется мгновенно при сохранении положения его центра масс.

Расчёт проводится на основе импульсной теории манёвров.

Задачу баллистического проектирования будем решать в 2 этапа:

- 1) Расчёт параметров межорбитальных перелётов ТКА.

2) Расчёт проектных параметров ТКА.

1.1 Выбор схемы перелёта

Опорная и рабочая орбиты лежат в одной плоскости за счёт выбора времени и места старта и азимута направления.

Поскольку предполагается вывод ТКА с космодрома Байконур, у которого географическая широта ($\varphi=46^\circ$) меньше наклона рабочей орбиты $i = 62,8^\circ$, то нет необходимости совершать некомпланарный перелет, который по сравнению с компланарным требует существенно больших энергетических затрат, т.е. возможен прямой вывод ТКА на нужное наклонение. Поэтому принимаем в рассмотрение только компланарные схемы перехода.

Основной особенностью манёвров ТКА является их малая продолжительность. Обычно время работы ракетного двигателя (РД) измеряется секундами, что позволяет рассматривать этот манёвр как импульсный, при котором изменяется только вектор скорости ТКА, причём мгновенно, а координаты центра масс ТКА остаются практически неизменными.

В случае, когда опорная и рабочая орбиты имеют общую точку (точка манёвра) возможен одноимпульсный орбитальный перелёт.

Для орбит, которые не пересекаются, используют переход по промежуточной (переходной) орбите (ПО). Минимальное количество импульсов такого перелёта равно двум. Первый импульс прикладывается для перехода с ОО на ПО, которая пересекает РО как минимум в одной точке. Вторым импульсом прикладывается в общей точке ПО и РО.

При необходимости уменьшения времени перелёта совершают быстрый переход. ПО подбирают так, чтобы радиус её апогея был больше радиуса

апогея РО. Таким образом, ПО и РО пересекаются не в точке апогея и ТКА достигнет требуемой орбиты быстрее.

Из возможных схем перелета целесообразно рассмотреть следующие.

1) Двухимпульсную схему по полуэллипсу Гомана – Цандера.

Такой перелет осуществляется по схеме, представленной на рисунке 1.1.

Вначале необходимо перевести ТКА с круговой ОО на эллиптическую ПО, у которой радиус перигея равен радиусу ОО, а радиус апогея равен радиусу апогея РО. А затем вторым импульсом, приложенным в точке апогея, обеспечивается переход на РО.

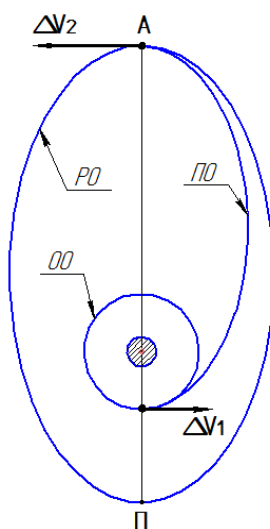


Рисунок 1.1 – Двухимпульсная схема перелёта: ΔV_1 - импульсное изменение скорости на первом активном участке; ΔV_2 - импульсное изменение скорости на втором активном участке

2) Трёхимпульсную– «ступенчатую» схему перелета.

Ступенчатые схемы перелёта применяют с целью уменьшения потерь характеристической скорости. Эти потери обусловлены неоптимальностью точек приложения тяги. В реальности импульс прикладывается на протяжённом активном участке, который размещается в окрестности энергетически оптимальной точки приложения импульса. Ступенчатая схема

межорбитального перелёта позволяет уменьшить протяжённость активных участков, тем самым приближая точку приложения импульса к оптимальной.

Результаты предварительных расчётов ступенчатых схем с 3, 4 и 5 активными участками. показали, что при 4 и 5 импульсах потери характеристической скорости не существенно отличаются от полученных для трёхимпульсного перелёта, а время, затраченное на межорбитальный перелёт, значительно возрастает. Поэтому принята к рассмотрению трёхимпульсная ступенчатая схема, представленная на рисунке 1.2.

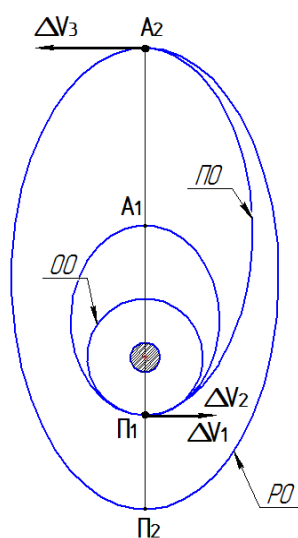


Рисунок 1.2 – Трёхимпульсная схема перелёта: ΔV_3 - импульсное изменение скорости на 3 активном участке

Вначале необходимо перевести ТКА с круговой ОО на эллиптическую ПО, у которой радиус перигея равен радиусу ОО, а радиус апогея меньше радиуса апогея РО. Вторым и третьим импульсом совершается перелёт по двухимпульсной схеме.

1.2 Расчет суммарных затрат характеристической скорости

Потребный запас характеристической скорости представляет собой сумму затрат характеристической скорости на отдельных активных участках манёвра

$$\Delta V_{\text{хар}} = \sum_{i=1}^N \Delta V_{\text{хари}} ,$$

где $\Delta V_{\text{хари}}$ — затраты характеристической скорости на i -ом активном участке, м/с;

N — количество активных участков.

Необходимо учитывать гравитационные потери скорости, обусловленные конечной продолжительностью импульсных участков. Отсюда затраты характеристической скорости на i -ом активном участке:

$$V_{\text{хари}} = \Delta V + V_{\text{ном}} ,$$

где ΔV — импульсное изменение скорости на активном участке, м/с;

$V_{\text{ном}}$ — потери характеристической скорости на активном участке, м/с.

1.2.1 Расчёт импульсных скоростей

Для определения импульсных скоростей на активных участках воспользуемся интегралом энергии

$$V^2 - \frac{2\mu}{r} = h , \quad (1.1)$$

где V — скорость на орбите, м/с;

$\mu = 3.986 \cdot 10^{14}$ — гравитационный параметр Земли, м³/с²;

r — радиус орбиты, м;

h — полная удвоенная удельная энергия, Дж/кг.

Используя уравнение интеграла энергии (1.1) несложно получить соотношения для определения следующих скоростей

$$V_{oo} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{oo}}} ;$$

$$V_{III} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{oo}}} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot R_A}{R_{oo} + R_A}} ;$$

$$V_{AP} = \sqrt{\frac{\mu}{R_A}} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot R_{oo}}{R_{oo} + R_A}} ;$$

$$V_{AP} = \sqrt{\frac{\mu}{R_A}} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot R_{II}}{R_{II} + R_A}} ,$$

где V_{oo} — скорость ТКА на опорной круговой орбите, м/с;

V_{III} — скорость ТКА в перигее ПО, м/с;

V_{AP} — скорость ТКА в апогее ПО, м/с;

V_{AP} — скорость ТКА в апогее РО, м/с;

R_{oo} — радиус ОО, м;

R_A — радиус апогея РО, м;

R_{II} — радиус перигея РО, м.

Необходимые импульсы в перигее и апогее переходной орбиты определяются из следующих выражений

$$\Delta V_1 = V_{III} - V_{oo} ;$$

$$\Delta V_2 = V_{AP} - V_{AP} .$$

1.2.2 Расчет затрат характеристической скорости при перелёте по полуэллипсу Гомана

Гравитационные потери характеристической скорости для первого и второго импульсов рассчитываются на основе потребного значения импульсного изменения скорости по эмпирической зависимости [3]

$$V_{nom1} = \frac{\Delta V_1}{\frac{a_0^2 \cdot R_{OO}^3}{2.125 \cdot 10^{-2} \cdot \mu \cdot I_{y0}^2 \cdot \left[1 - e^{\frac{-\Delta V_1}{I_{y0}}} \right]^2} - 1} ;$$

$$V_{nom2} = \frac{\Delta V_2}{\frac{a_{01}^2 \cdot R_A^3}{2.125 \cdot 10^{-2} \cdot \mu \cdot I_{y0}^2 \cdot \left[1 - e^{\frac{-\Delta V_2}{I_{y0}}} \right]^2} - 1} ;$$

$$a_{01} = a_0 e^{\frac{\Delta V_1 + V_{nom1}}{I_{y0}}} ,$$

где V_{nom1} — потери характеристической скорости на первом активном участке;
 V_{nom2} — потери характеристической скорости на втором активном участке;
 a_0 — ускорение ТКА в начале первого активного участка, м/с²;
 a_{01} — ускорение ТКА в начале второго активного участка, м/с².

Таким образом, суммарные затраты характеристической скорости при двухимпульсном компланарном перелёте определяются суммой:

$$V_{\Sigma} = \Delta V_1 + V_{nom1} + \Delta V_2 + V_{nom2}$$

Время совершения маневра:

$$T_{nep} = \pi \cdot \sqrt{\frac{a_n^3}{\mu}} ;$$

где a_n — большая полуось, м.

$$a_n = \frac{R_{OO} + R_A}{2} ,$$

1.2.3 Расчет затрат характеристической скорости при трехимпульсном перелете

Интервал изменения начального реактивного ускорения ТКА
 $a_0 = (1 \div 7) \text{ м/с}^2$.

$$V_{\text{III}p} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{OO}}}} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot R_{\text{АП}}}{R_{\text{OO}} + R_{\text{АП}}}}; \quad (1.2)$$

$$V_{\text{III1}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{OO}}}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2R_A}{R_{\text{OO}} + R_A}} - \sqrt{\frac{2R_{\text{АП}}}{R_{\text{OO}} + R_{\text{АП}}}} \right); \quad (1.3)$$

$$V_{\text{III}} = V_{\text{III}p} + V_{\text{III1}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{OO}}}} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot R_A}{R_{\text{OO}} + R_A}}; \quad (1.4)$$

$$V_A = \sqrt{\frac{\mu}{R_A}} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot R_{\text{П}}}{R_{\text{П}} + R_A}}, \quad (1.5)$$

где $V_{\text{III}p}$ — скорость в перигее промежуточной орбиты, м/с;

V_{III2} — скорость в перигее переходной орбиты на втором активном участке, м/с;

$R_{\text{АП}}$ — радиус промежуточной орбиты, м.

Из формул (1.2) - (1.5) следует, что импульсное изменение скорости для трёхимпульсного перелёта на первом и втором активных участках равно половине импульсного изменения скорости на первом активном участке для двухимпульсного перехода. Таким образом, потери характеристической скорости на этих активных участках уменьшаются в два раза. Импульсное изменение скорости на третьем активном участке соответственно равно импульсному изменению скорости на втором активном участке для двухимпульсного перелёта.

$$\Delta V_1' = \Delta V_2' = \frac{1}{2} \cdot \Delta V_1;$$

$$\Delta V_3' = \Delta V_2.$$

Тогда гравитационные потери и суммарные затраты характеристической скорости определяются при помощи следующих соотношений

$$V'_{nom1} = \frac{\Delta V'_1}{\frac{a_0^2 \cdot R_{OO}^3}{2.125 \cdot 10^{-2} \cdot \mu \cdot I_{y\varnothing}^2 \cdot \left[1 - e^{\frac{-\Delta V'_1}{I_{y\varnothing}}} \right]^2} - 1} ;$$

$$a_{01} = a_0 e^{\frac{\Delta V'_1 + V'_{nom1}}{I_{y\varnothing}}} ;$$

$$V'_{nom2} = \frac{\Delta V'_2}{\frac{a_{01}^2 \cdot R_{OO}^3}{2.125 \cdot 10^{-2} \cdot \mu \cdot I_{y\varnothing}^2 \cdot \left[1 - e^{\frac{-\Delta V'_2}{I_{y\varnothing}}} \right]^2} - 1} ;$$

$$a_{02} = a_0 e^{\frac{\Delta V'_2 + V'_{nom2}}{I_{y\varnothing}}} ;$$

$$V'_{nom3} = \frac{\Delta V'_3}{\frac{a_{02}^2 \cdot R_A^3}{2.125 \cdot 10^{-2} \cdot \mu \cdot I_{y\varnothing}^2 \cdot \left[1 - e^{\frac{-\Delta V'_3}{I_{y\varnothing}}} \right]^2} - 1} ;$$

$$V'_\Sigma = \Delta V'_1 + V'_{nom1} + \Delta V'_2 + V'_{nom2} + \Delta V'_3 + V'_{nom3} ,$$

где a_{01}, a_{02} - реактивное ускорение ТКА в начале второго и третьего активного участка, м/с²;

V'_Σ — суммарные затраты характеристической скорости, м/с.

Время совершения маневра

$$T_{nep} = T_{nep1} + T_{nep2} ,$$

где T_{nep1} — время полёта по промежуточной эллиптической орбите, с;

T_{nep2} — время, затраченное на перелёт по полуэллипсу, с.

$$T_{nep} = \pi \cdot \sqrt{\frac{a_{n1}^3}{\mu}} + \pi \cdot \sqrt{\frac{a_{n2}^3}{\mu}} ;$$

$$a_{n1} = \frac{R_{oo} + R_{АП}}{2} ;$$

$$a_{n2} = \frac{R_{oo} + R_A}{2} ,$$

где a_{n1} — большая полуось промежуточной орбиты, м/с²;

a_{n2} — большая полуось эллиптической переходной орбиты, м/с.

1.3 Расчет энергомассовых характеристик и проектных параметров ТКА

Определение энергомассовых характеристик и проектных параметров ТКА проводится в соответствии с выбранным диапазоном значений начального реактивного ускорения ТКА.

Составим уравнением баланса масс.

$$M_0 = M_{ПН} + M_{РТ} + M_{РД} + M_{СХП} + M_{КОС} + M_K ; \quad (1.6)$$

где M_0 — стартовая масса ТКА;

$M_{ПН}$ — масса полезной нагрузки;

$M_{РТ}$ — масса рабочего тела (топлива) МДУ;

$M_{РД}$ — масса ракетного двигателя;

$M_{СХП}$ — масса систем хранения и подачи рабочего тела;

$M_{КОС}$ — масса комплекса обеспечивающих систем (ориентации и стабилизации, систем электроснабжения, СОТР и т.д.);

M_K — масса конструкций.

Соотношения для определения масс, входящих в состав уравнения баланса масс имеют вид:

$$M_{РТ} = M_0 \cdot \left(1 - e^{-\frac{V_{\Sigma}}{I_{y0}}} \right) ; \quad (1.7)$$

$$M_{СХП} = K_{СХП} \cdot M_{РТ} ; \quad (1.8)$$

$$M_{РД} = 0.8 \cdot \sqrt{P} = 0.8 \cdot \sqrt{M_0 a_0} ; \quad (1.9)$$

$$M_{КОС} = K_{КОС} \cdot (M_0 - M_{ПН}) ; \quad (1.10)$$

$$M_K = K_K \cdot (M_{РТ} + M_{СХП} + M_{РД} + M_{КОС}) , \quad (1.11)$$

где P — тяга МДУ, Н;

$K_{СХП}$ — относительная масса СХП;

$K_{КОС}$ — относительная масса КОС;

K_K — относительная масса конструкции.

В формулах (1.7) – (1.11) значение масс получается в кг.

Значения проектных параметров ТКА зависят от значения начального ускорения. Таким образом, задача оптимального проектирования сводится к определению оптимального значения начального ускорения, обеспечивающего минимум стартовой массы ТКА и выполнение ограничения по максимальной перегрузке.

Подставив соотношения (1.7)-(1.11) в исходное уравнение для M_0 (1.6), получим

$$M_0 = M_{ПН} + \left[(1 + K_{СХП}) M_0 \left(1 - e^{-\frac{V_{\Sigma}}{I_{y0}}} \right) + 0.8 \sqrt{a_0 M_0} + K_{КОС} (M_0 - M_{ПН}) \right] (1 + K_K) \quad (1.12)$$

В выражении (1.12) стартовая масса M_0 является функцией фактически одного проектного параметра – начального ускорения a_0 , что позволяет решить поставленную ранее оптимизационную задачу.

Полученное уравнение является трансцендентным, т.е. не имеет аналитического решения и может быть решено только численно.

Для его решения используем методом последовательного перебора, задавая значения начального реактивного ускорения ТКА из интервала $a_0 = (1 \div 7) \text{ м} / \text{с}^2$. Значение удельного импульса для пары топлива АТ+НДМГ назначим из статистики $I_{y0} = 3300 \text{ м/с}$.

Максимальную перегрузку в полёта определяем по следующему соотношению

$$n_{\max} = \frac{P}{(M_0 - M_{PT}) \cdot g_0} = \frac{a_0 e^{\frac{V_{\Sigma}}{I_{\Sigma} g_0}}}{g_0}.$$

Результаты расчетов представлены в таблице 1.1.

Таблица 1.1. — Значения стартовой массы ТКА и максимальной перегрузки для двухимпульсного и трехимпульсного перелета в зависимости от a_0

Начальное реактивное ускорение a_0 , м/с ²	Стартовая масса M_0 , кг		Максимальная перегрузка n_{\max}	
	Двухимпульсный	Трехимпульсный	Двухимпульсный	Трехимпульсный
1.0	13680	12920	0.239	0.223
1.4	13050	12820	0.321	0.309
1.8	12840	12800	0.406	0.396
2.2	12750	12800	0.493	0.483
2.6	12720	12810	0.580	0.571
3.0	12700	12830	0.668	0.658
3.4	12700	12850	0.755	0.745
3.8	12700	12870	0.843	0.833
4.2	12710	12890	0.931	0.920
4.6	12720	12910	1.019	1.008
5.0	12740	12930	1.107	1.095
5.4	12750	12950	1.195	1.182
5.8	12770	12970	1.283	1.270
6.2	12780	12990	1.371	1.357
6.6	12800	13010	1.459	1.445
7.0	12810	13020	1.547	1.532

Проанализировав таблицу 1.1. можно сделать вывод о том, что оптимальной схемой перелета является двухимпульсная схема, так как она соответствует минимуму стартовой массы ТКА. Максимальная перегрузка составляет 0.668, стартовая масса – 12700кг, начальное ускорение – 3 м/с².

Графическое изображение зависимости стартовой массы ТКА и максимальной перегрузки от начального реактивного ускорения для

двухимпульсного и трёхимпульсного перелёта представлены на рисунках 1.3 и 1.4 соответственно.

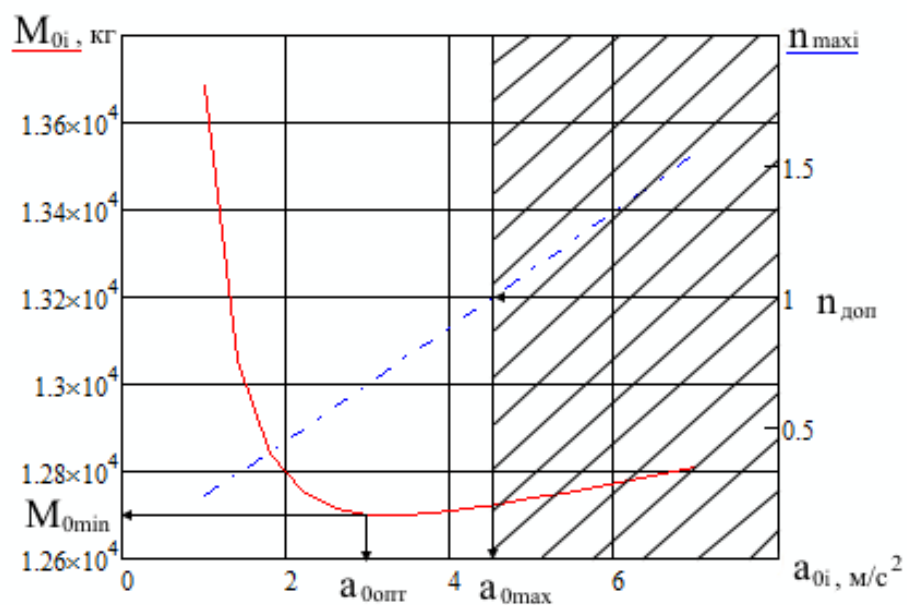


Рисунок 1.3 – Зависимость стартовой массы и максимальной перегрузки от значений начального реактивного ускорения для двухимпульсного перелёта

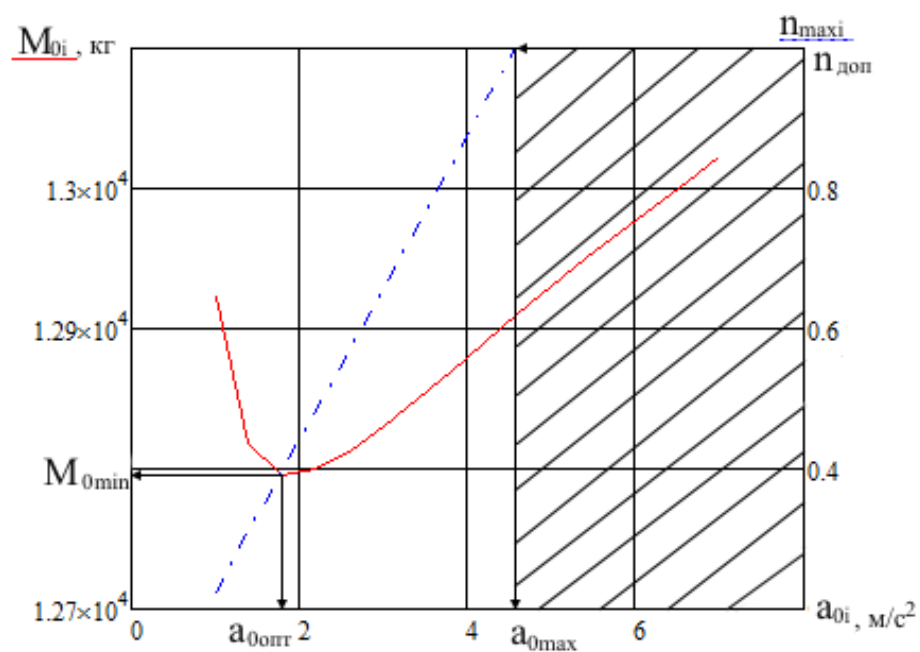


Рисунок 1.4 – Зависимость стартовой массы и максимальной перегрузки от значений начального реактивного ускорения для трёхимпульсного перелёта

На графиках заштрихованная область соответствует области недопустимых значений начального ускорения, так как они не удовлетворяют ограничениям по максимальной перегрузке. Видно, что диапазон допустимых значений начального ускорения ТКА оказался уже, чем мы задавали в расчётах.

Остальные проектные параметры определяются по следующим соотношениям [4]

$$P = a_0 \cdot M_0 ;$$

$$\dot{m} = \frac{P}{I_{y\partial}} ;$$

$$t_{\text{раб}\Sigma} = \frac{M_{PT}}{\dot{m}} ;$$

$$I_{\Sigma} = P \cdot t_{\text{раб}\Sigma} ,$$

где \dot{m} — секундный массовый расход рабочего тела, кг/с;

$t_{\text{раб}\Sigma}$ — суммарное время работы двигателя, с;

I_{Σ} — полный импульс тяги МДУ, Н·с.

Результаты расчета основных проектных параметров ТКА представлены в таблице 1.2.

Таблица 1.2. — Основные проектные параметры ТКА

Параметр	Значение
Начальное ускорение, a_0	3 м/с ²
Суммарные затраты характеристической скорости, V_{Σ}	2575 м/с
Время перелета, $T_{\text{пер}}$	5.95 часа
Стартовая масса, M_0	12700 кг
Масса топлива, M_{PT}	6880 кг
Масса СХП, $M_{\text{СХП}}$	344.02 кг
Масса РД, M_{RD}	156.16 кг
Масса КОС, $M_{\text{КОС}}$	169.4 кг
Масса конструкций, M_K	150.99 кг
Максимальная перегрузка, n_{max}	0.668
Тяга двигателя, P	38.1 кН

Продолжение таблицы 1.2

Секундный массовый расход, \dot{m}	11.54 кг/с
Суммарное время работы двигателя, $t_{\text{раб}\Sigma}$	9.9 мин
Полный импульс, I_{Σ}	$2.27 \cdot 10^7 \text{ Н}\cdot\text{с}$

В результате баллистического проектирования определены суммарные затраты характеристической скорости, доказана целесообразность использования двухимпульсной схемы перелёта. Также получено значение оптимального начального ускорения, которое обеспечит минимальное значение стартовой массы. Рассчитаны массовые характеристики и относительные параметры ТКА.

2 Проектирование маршевой двигательной установки на базе ЖРД

Целью проектировочного расчёта МДУ является определение её тяговых, массовых и геометрических характеристик.

2.1 Определение характеристик двигательной установки

Согласно заданной паре топлива (АТ+НДМГ) и величине избытка окислителя ($\alpha_{ок}$) найдём характеристики продуктов сгорания в соответствии с[5].

Коэффициент адиабаты

$$k = 2.138 \cdot \alpha_{ок}^3 - 4.527 \cdot \alpha_{ок}^2 + 2.875 \cdot \alpha_{ок} + 0.685 ; \quad (2.1)$$
$$k = 1.197 \approx 1.2 .$$

Температура продуктов сгорания

$$T_0 = 669.9 \cdot \alpha_{ок}^3 - 6677 \cdot \alpha_{ок}^2 + 10049.2 \cdot \alpha_{ок} - 666.3 ;$$
$$T_0 = 3463 \text{ K} .$$

Расходный комплекс

$$\beta = 932.45 \cdot \alpha_{ок}^3 - 3041.54 \cdot \alpha_{ок}^2 + 2959 \cdot \alpha_{ок} + 845.34 ;$$
$$\beta = 1729 \text{ м/с} .$$

Коэффициент в выражении для расхода

$$a_K = \sqrt{k} \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} ;$$
$$a_K = 0.648 .$$

Соответственно:

$$\sqrt{R_T \cdot T_0} = \beta \cdot a_K = 1120 ,$$

где R_T - газовая постоянная, Дж/(кг·К).

В соответствии со значением коэффициента адиабаты, полученного по (2.1), с помощью эмпирической зависимости определяется степень расширения сопла по давлению.

$$\varepsilon_c = 4.3591 \cdot n_c^{1,2666} ;$$

$$\varepsilon_c = 1488 ,$$

где n_c - геометрическая степень расширения сопла.

Скорость продуктов сгорания на срезе сопла при условии адиабатического течения потока продуктов сгорания в сопле

$$U_a = \sqrt{\frac{2k}{k-1} R_g T_0 \left[1 - \left(\frac{1}{\varepsilon_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} .$$

Удельный импульс тяги

$$I_{yd} = U_a + \frac{\sqrt{R_g T_0}}{a_k} \cdot n_c \cdot \frac{1}{\varepsilon_c} .$$

Значение реального удельного импульса отличается от теоретического на величину потерь удельного импульса. Эти потери возникают вследствие неидеальности процессов преобразования энергии (неполнота сгорания топлива в камере сгорания (КС), тепловые потери, потери на трение потока продуктов сгорания о стенки двигателя и др.) [6]:

$$I_{yd,real} = \varphi_{\Sigma} \cdot I_{yd} ,$$

где φ_{Σ} — суммарный коэффициент потерь удельного импульса.

Для ЖРД величина суммарного коэффициента потерь $\varphi_{\Sigma} \approx 0.95$.

Следовательно, реальный удельный импульс равен

$$I_{yd,real} = 3213.85 \text{ м/с} .$$

Давление и температура продуктов сгорания на срезе сопла

$$p_a = \frac{p_0}{\varepsilon_c} ;$$

$$T_a = T_0 \cdot \left(\frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} .$$

Значения площади критического и выходного сечения сопла

$$F_{кр} = \frac{\dot{m} \cdot \sqrt{R_{\Gamma} \cdot T_0}}{a_K \cdot p_0} ;$$

$$F_a = F_{кр} \cdot n_c .$$

Значения характеристик ДУ сведены в таблицу 2.1.

Таблица 2.1. — Основные характеристики двигательной установки

Параметр	Значение
Температура продуктов сгорания, T_0	3463 K
Степень расширения сопла по давлению, ε_c	1488
Коэффициент в выражении расхода, a_K	0.648
Скорость продуктов сгорания на срезе сопла, U_a	3267 м/с
Реальный удельный импульс, $I_{уд.реал}$	3213.85 м/с
Давление продуктов сгорания на срезе сопла, p_a	6721 Па
Температура продуктов сгорания на срезе сопла, T_a	1041 K
Площадь критического сечения сопла, $F_{кр}$	$1.996 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$
Площадь выходного сечения сопла, F_a	0.2 м^2

В ЖРД источником тепловой энергии является процесс горения жидкого топлива, а рабочим телом продукты его сгорания. Наличие мощного источника тепловой энергии и высокотемпературного рабочего тела создаёт жёсткий тепловой режим работы элементов конструкции.

Как видно из таблицы 2.1 продукты сгорания движутся по камере двигателя с очень большой скоростью, а их температура достигает 3400 К и выше. В результате чего резко возрастают коэффициенты конвективной теплоотдачи к стенкам камеры двигателя, и возникают большие лучистые тепловые потоки.

В таких условиях теплообмена стенки камеры чрезвычайно быстро нагреваются до температур, близких к температурам газа. Для ЖРД следует применять жаропрочные стали, хотя и для них допустимые температуры не превышают 1300 К. Следовательно, для обеспечения устойчивой работы ЖРД требуется организация тепловой защиты.

Использовать для охлаждения двигателя специальную жидкость в большинстве случаев нерационально. Чаще всего ЖРД охлаждают каким-либо из компонентов топлива, пропуская его до подачи в КС через охлаждающий тракт. Такой способ охлаждения называется регенеративным.

Основным методом тепловой защиты ЖРД является внешнее конвективное охлаждение. Проектирование охлаждения для МДУ осуществлено в 3 разделе данной работы.

2.2 Определение геометрических размеров камеры сгорания и сопла

Поскольку для компоновки ТКА необходимо знать массы и объёмы его элементов, выполним требуемые расчёты в данном подразделе.

2.2.1 Расчет камеры сгорания

Камера сгорания должна иметь такую длину, которая обеспечила бы полное протекание всех процессов в КС (распыл компонентов, нагрев и испарение компонентов, горение и др.). Оценить эту длину затруднительно, поэтому обычно используют другой параметр - время пребывания топлива в КС $\tau_{\text{преб}}$ [7].

Определение объема камеры сгорания по времени пребывания $\tau_{\text{преб}} = 2.5 \cdot 10^{-3} \text{ с}$, взятому из статистики.

$$V_{\text{КС}} = \tau_{\text{преб}} \cdot \sqrt{R_{\text{Г}} T_0} \cdot a_{\text{К}} \cdot F_{\text{кр}}$$

Длину и диаметр камеры можно определить, решая систему следующих уравнений:

$$\begin{cases} L_{\text{отн}} = \frac{L_{\text{К}}}{D_{\text{К}}} \\ V_{\text{К}} = \frac{\pi D_{\text{К}}^2 L_{\text{К}}}{4} \end{cases},$$

где $L_{\text{отн}}$ — относительная длина камеры.

Примем из статистики значение $L_{\text{отн}} = 1.3$.

Тогда проектные параметры обечайки камеры сгорания ЖРД будут иметь следующий вид: $L_{\text{К}} = 0.198 \text{ м}$, $D_{\text{К}} = 0.153 \text{ м}$.

2.2.2 Расчет днища камеры сгорания

В большинстве случаев используют выпуклую форму днищ. Наиболее выгодно в нашем случае выбрать сферическую форму днища, изображённую на рисунке 2.1, так как такая форма наиболее проста в изготовлении и имеет меньшую массу чем эллиптической или торосферическое днище.

Конструкция днища должна отвечать оптимальной величине вылета днища, при которой его масса будет минимальной. Вылет днища можно найти с помощью коэффициента, оценивающего выпуклость днища. Оптимальный коэффициент выпуклости для сферического днища $\zeta = 0.58$.

$$b = \frac{D_{\text{К}} \cdot \zeta}{2} = 0.044 \text{ м}$$

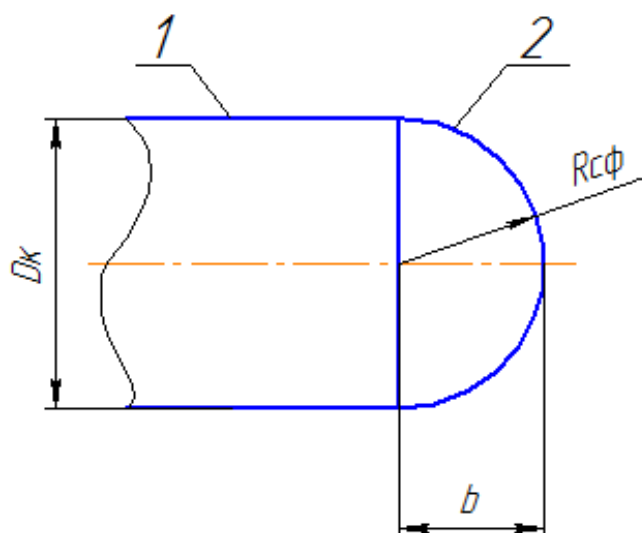


Рисунок 2.1 – Сферическое днище: 1- обечайка, 2- днище, b - вылет днища, $R_{сф}$ - радиус сферы, D_k - диаметр КС

2.2.3 Расчет и построение контура профилированного сопла

В настоящее время самый распространённый тип сопел ЖРД – профилированные сопла, так как они имеют меньшую массу, длину и потери тяги двигателя по сравнению с коническими соплами.

Габариты сопла можно определить с помощью приближенного метода построения контура оптимального сопла, приведенного в [8].

Построение контура сопла изображено на рисунке 2.2.

Последовательность построения следующая.

1. Зная $\theta_a, R_a, x_a, \theta_m$, находим точку A_n , проводя под углом θ_m , касательную к дуге AA_m , и точку C — по известным x_a и R_a .

2. Для построения параболы проводим из точки под углом θ_a прямую Cf до пересечения с касательной A_nf . Разбив отрезки A_nf и Cf на 6 частей и соединив соответствующие точки 1,2, 3 и т.д. прямыми, строим огибающую параболу A_nC .

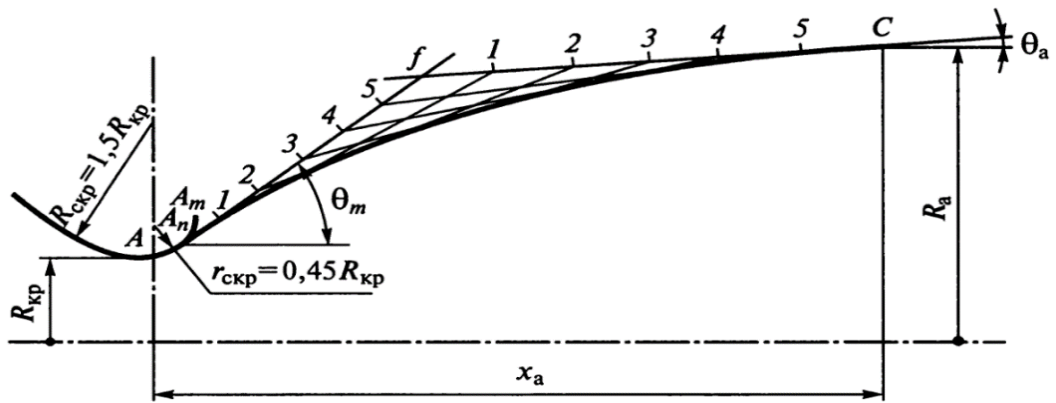


Рисунок 2.2 - Построение контура сопла

Линия AA_nC и будет искомым контуром сверхзвуковой части сопла.

Определим входные радиусы

$$R_{скр} = 1.5R_{кр} = 0.038 \text{ м} ;$$

$$r_{скр} = 0.45R_{кр} = 0.011 \text{ м} ,$$

где $R_{кр}$ — радиус скругления входной части на участке до критического сечения, м;

$r_{скр}$ — радиус скругления образующей на входе в закритическую часть, м.

Решая следующие уравнения, найдём угол наклона контура на срезе сопла:

$$\rho_0 = \frac{P_0}{R_T T_0} ;$$

$$\rho_a = \rho_0 \left(\frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{1}{k}} ;$$

$$M_a = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{p_0}{p_a} \right)^{k-1/k} - 1 \right]} ;$$

$$\sin 2\theta_a = \frac{P_a}{0.5\rho_a U_a} \sqrt{M_a^2 - 1} ,$$

где ρ_0 — плотность продуктов сгорания в камере, кг/м³;

ρ_a — плотность продуктов сгорания на срезе. кг/м³;

M_a — число Маха;

θ_a — угол наклона контура на срезе сопла, град.

По таблице, приведенной в [9], определим угол наклона контура в точке касания к образующей на входе в закритическую часть θ_m и длину сопла x_a из соотношения $\bar{x}_a = x_a / R_{кр}$.

Результаты расчёта контура профилированного сопла приведены в таблице 2.2.

Таблица 2.2. — Характеристики контура профилированного сопла

Параметр	Значение
Длина сопла, x_a	0.595 м
Радиус сопла на срезе, R_a	0.252 м
Угол наклона контура в точке касания к образующей на входе в закритическую часть, θ_m	40.85 град
Угол наклона контура на срезе сопла, θ_a	9.81 град

Используя все необходимые данные для построения контура оптимального сопла и геометрические размеры КС, создали 3Dмодель, изображённую на рисунке 2.3, при помощи вышеизложенной методики.

Данная модель создана в среде автоматизированного проектирования «КОМПАС-3D» для наглядного изображения результата расчётов и дальнейшего их применения при составлении конструктивно-компоновочной схемы.

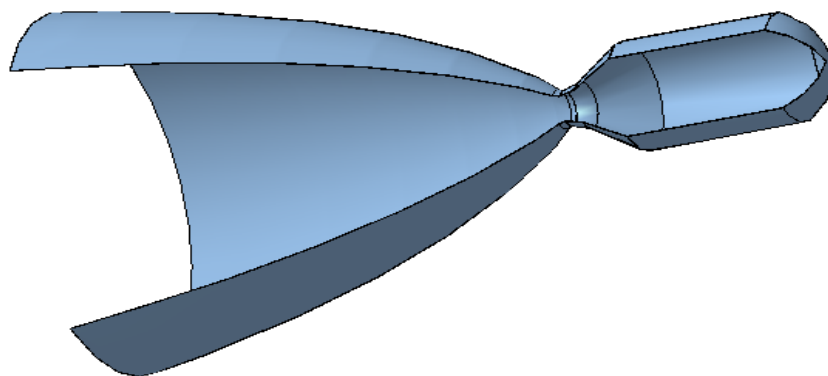


Рисунок 2.3 – Камера сгорания с профилированным соплом

2.2.4 Расчет объема баков

В общем случае реальный объём баков определяется по формуле:

$$V_{б.реал} = \frac{m_{i.реал}}{\rho_i} ,$$

где $m_{i.реал}$ — реальная масса i -го компонента, кг;

ρ_i — плотность компонента, кг/м³.

Реальная масса компонента отличается от расчётной на следующие добавки:

- запас компонента на неточность всех предыдущих расчётов;
- учёт расхода топлива при старте от начала работы двигателя до начала полёта ТКА;
- для криогенных компонентов запас топлива на их испарение.

Поэтому:

$$m_{i.реал} = m_{i.расч} \cdot K_m ,$$

где $m_{i.расч}$ — расчётная масса i -го компонента, кг;

K_m — коэффициент запаса.

Назначим из статистики $K_m \cong 1,035$.

Реальная масса топлива

$$M_{PT,real} = M_0 \cdot \left(1 - e^{-\frac{V_{\Sigma}}{I_{yd}}} \right) \cdot K_m .$$

Исходя из этого, реальное значение массы топлива $M_{PT,real} = 7120,8 \text{ кг}$.

Для определения массы компонентов воспользуемся соотношениями:

$$\frac{k_m}{k_{m0}} = \alpha_{OK} ;$$

$$k_m = \frac{m_{OK}}{m_{гор}} ,$$

где k_{m0} — массовое стехиометрическое соотношение компонентов в топливе;

k_m — массовое фактическое соотношение компонентов в топливе;

m_{OK} — масса окислителя, кг;

$m_{гор}$ — масса горючего, кг.

При расчёте объёма баков необходимо учесть дополнительный объём на газовую подушку в топливном баке, внутренних конструкций бака. Для этого вводят коэффициент запаса, принимаемый из статистики $K_V \cong 1,055$.

В результате объем бака компонента

$$V_{б.реал} = \frac{m_{i,реал}}{\rho_i} K_V ;$$

$$V_{б.гор} = \frac{m_{гор,реал}}{\rho_{гор}} K_V = 2,6 \text{ м}^3 ;$$

$$V_{б.ок} = \frac{m_{ок,реал}}{\rho_{ок}} K_V = 3,8 \text{ м}^3 .$$

Секундный массовый расход компонента определяется из соотношения:

$$\dot{m}_i = \frac{m_i}{t_{\text{раб}\Sigma}} ;$$

$$\dot{m}_{\text{ок}} = 8.75 \text{ кг / с} ;$$

$$\dot{m}_{\text{гор}} = 3.24 \text{ кг / с} .$$

2.3 Конструктивно-компоновочная схема ТКА

При компоновке ТКА необходимо согласовать его габариты с зоной полезного груза, зависящей от габаритов головного обтекателя ракеты-носителя (РН), на которой предполагается выведение РБ с КА. Согласно [10] зона полезной нагрузки по диаметру меньше диаметра головного обтекателя, так как необходимо некоторое пространство между ТКА и обтекателем. Это пространство гарантирует исключение ударов полезного груза об обтекатель, которые возникают из-за вибраций при малых зазорах.

Разрабатываемый ТКА предполагает размещение на РН «Зенит-SLBФ», диаметр обтекателя которой составляет 4.1м. Диаметр зоны полезного груза 3.79м [11].

При создании компоновочной схемы ТКА будем учитывать массово - габаритные характеристики. Наиболее выигрышными в массовом отношении являются сферические топливные баки, поскольку их оболочка имеет наименьшую массу по сравнению с баками других форм. Так же сферические баки имеют меньшую площадь поверхности и необходимую площадь теплоизоляции при равных объемах.

Сферические топливные баки по сравнению с баками других форм имеют следующие преимущества:

- наименьшая масса оболочки;

- меньшая площадь поверхности;
- необходима меньшая площадь теплоизоляции;
- наиболее технологичны.

В соответствии с определяющим размером зоны полезной нагрузки и с точки зрения плотности компоновки целесообразно использование 3 баков окислителя и 3 баков горючего.

Состав и компоновка МДУ зависит от системы подачи топлива в камеру сгорания. Существуют вытеснительная и турбонасосная системы подачи топлива. Поскольку для проектируемого двигателя величина полного удельного импульса составляет $2.27 \cdot 10^7$ Н·с, однозначно рекомендуется применение турбонасосной системы подачи.

Согласно рекомендациям, изложенным в [12], объем турбонасосного агрегата (ТНА) равен трем – четырем объемам камеры сгорания. Объем КС проектируемого ЖРД равен 0.0036 м^3 , отсюда объем ТНА примем 0.0108 м^3 .

Приборные отсеки могут представлять собой:

- цилиндр;
- шар;
- усеченный конус;
- тороид и др.

В процессе компоновки РБ объем зоны КА, занимаемый под обтекателем, желательно увеличить. Соответственно в качестве формы приборного отсека выгодно выбрать тор.

Объем приборного отсека определим по приведённому ниже соотношению

$$V_{отс} = m / \rho ,$$

где m — масса приборного отсека;

ρ — плотность компоновки.

Из баллистического расчета, масса комплекса обеспечивающих систем равна 169.4 кг. Плотность компоновки примем равной 0.4 т/м^3 . Тогда объем приборного отсека равен 0.4235 м^3 .

Для управления направлением вектора тяги основного РД РБ установлены управляющие малогабаритные РД. Принято решение использовать жидкостные двухкомпонентные двигатели, работающие на тех же компонентах, что и МДУ. Для полной ориентации ТКА необходимо осуществлять управление путём поворота вокруг трёх осей. Учитывая это, установлено 8 двигателей, которые размещены на раме топливных баков горючего. Ориентация по оси крена осуществляется 4 ДУ, т.к. оси сопел не лежат в плоскостях, проходящих через центр масс ТКА. Для ориентации по осям тангажа и рысканья используется непарное управление.

На рисунке 2.4 представлена разработанная конструктивно-компоновочная схема ТКА, созданная с помощью системы автоматизированного проектирования КОМПАС-3D.

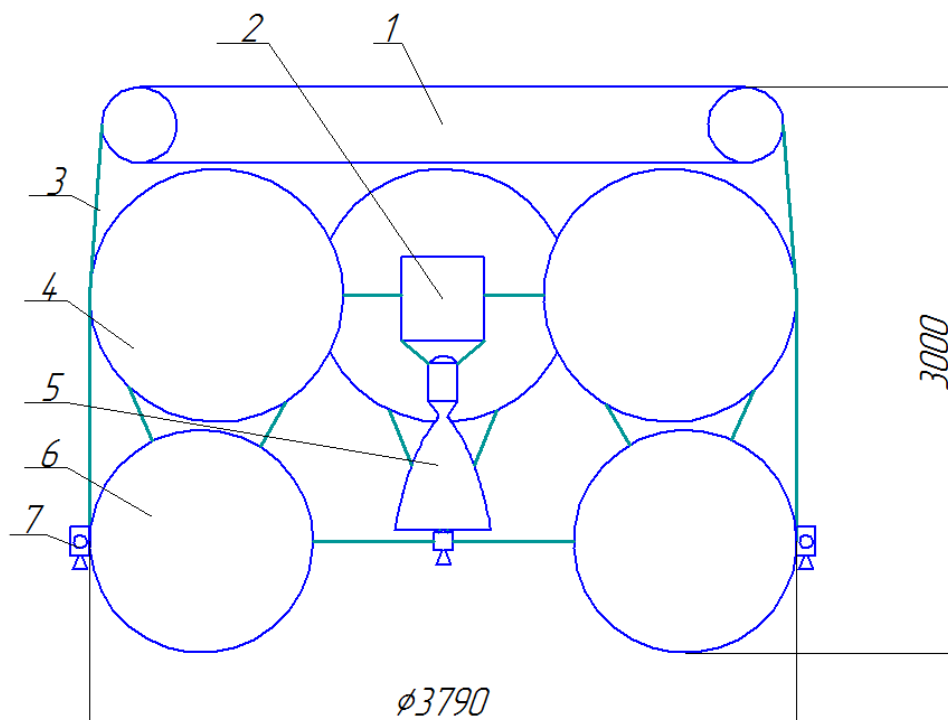


Рисунок 2.4 – Конструктивно-компоновочная схема ТКА: 1 – приборный отсек; 2 – ТНА; 3 – ферма; 4 – баки окислителя; 5 – МДУ; 6 – баки горючего; 7 – ДУ ориентации и стабилизации

На данном этапе проектирования рассчитаны основные характеристики ДУ, габариты камеры сгорания, объём топливных баков. Спрофилировано сопло и создана его 3D модель. Также в данном разделе выбраны система подачи компонентов топлива в КС, формы основных элементов ТКА, рассчитан их объём и в результате создана конструктивно-компоновочная схема разрабатываемого ТКА.

3 Проектирование внешнего конвективного охлаждения ЖРД

3.1 Характеристика внешнего конвективного охлаждения

Принцип внешнего конвективного охлаждения, представленного на рисунке 3.1, заключается в следующем. С внешней стороны защищаемой стенки организуется охлаждающий тракт, по которому прокачивается жидкий охладитель. Теплота путём конвекции и излучения передаётся от горячих продуктов сгорания стенке КС. Вследствие теплопроводности теплота передаётся через стенку камеры и далее путём конвекции – охладителю.

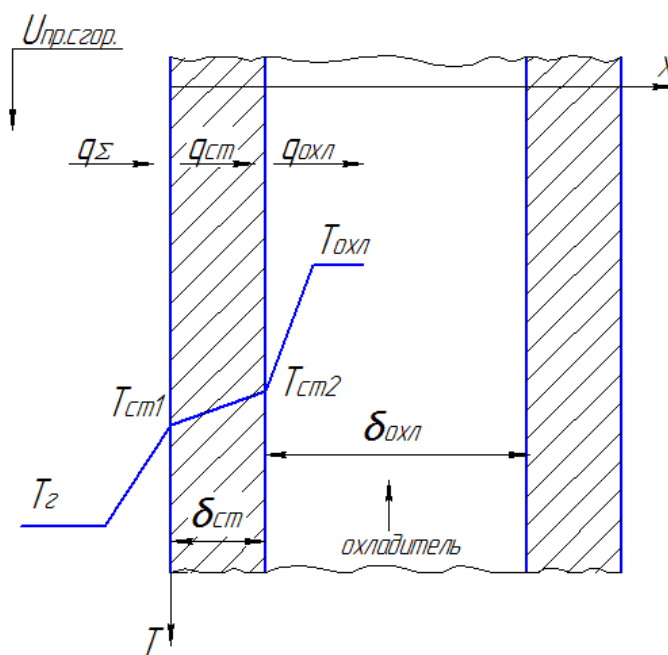


Рисунок 3.1 — Схема внешнего конвективного охлаждения: $T_г$ – температура продуктов сгорания; $T_{ст1}$ – температура стенки камеры со стороны горячих газов; $T_{ст2}$ – температура стенки камеры со стороны охладителя; $T_{охл}$ - температура охладителя; $\delta_{ст}$ – толщина стенки; $\delta_{охл}$ – толщина охлаждающего тракта.

В начальный момент работы двигателя, когда стенки камеры и сопла ещё холодные, часть теплового потока расходуется на их нагрев. Такой режим охлаждения, при котором температура стенки и тепловой поток в охладитель изменяются во времени, называют нестационарным режимом.

Нормальный режим работы системы охлаждения – это стационарный режим, когда весь тепловой поток, поступающий в стенку, поглощается охладителем. Тогда температуры стенки со стороны продуктов сгорания и со стороны охладителя остаются постоянными. Для устойчивой работы необходимы соответствующие расход и скорость движения охладителя. В качестве охладителя будем использовать горючее, так как оно менее химически активно по сравнению с окислителем.

3.2 Расчет суммарной плотности теплового потока в стенку ЖРД

Плотность суммарного теплового потока складывается из конвективной и лучистой составляющей

$$q_{\Sigma} = q_k + q_{\text{луч}} . \quad (3.1)$$

3.2.1 Расчет температуры продуктов сгорания вдоль соплового блока

Зная габаритные параметры профиля сопла, камеры сгорания и температуру в камере сгорания, можно найти значения температуры газового потока в любом сечении сопла с помощью газодинамических функций, данных в [13].

$$T_i = T_0 \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_i^2 \right) ; \quad (3.2)$$

$$F_i = \frac{F_{kp}}{\lambda_i} \left(\frac{2}{k-1} / \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_i^2 \right) \right)^{\frac{1}{k-1}} ; \quad (3.3)$$

$$\lambda = u_z / a_{kp} ;$$

$$a_{kp} = \sqrt{\frac{2k}{k+1} \cdot R_z T_0} ,$$

где T_i — температура ядра потока в i -ом сечении, К;
 F_i — площадь i -ого проходного сечения потока, м²;
 λ_i — приведенная скорость потока продуктов сгорания;
 u_z — скорость потока продуктов сгорания, м/с;
 $a_{кр}$ — скорость звука в критическом сечении сопла, м/с.

Разобьём поверхность камеры сгорания и сопла на отдельные участки. При расчете теплообмена разбиение на участки не должно быть равномерным по продольной координате. Основное требование при разбиении заключается в малом изменении, плотности теплового потока в пределах каждого участка. Для сопла максимально резко тепловой поток изменяется в районе критического сечения сопла. В связи с этим сопло целесообразно разбивать на участки не по продольной координате, а по величине приведенной скорости продуктов сгорания.

Необходимо вычислить значения приведенной скорости в характерных сечениях входной части и раструба и разбить сопло на участки, на границах которых будем производить расчет. Произведем разбиение камеры сгорания и соплового блока по следующим точкам, приведенным на рисунке 3.2.

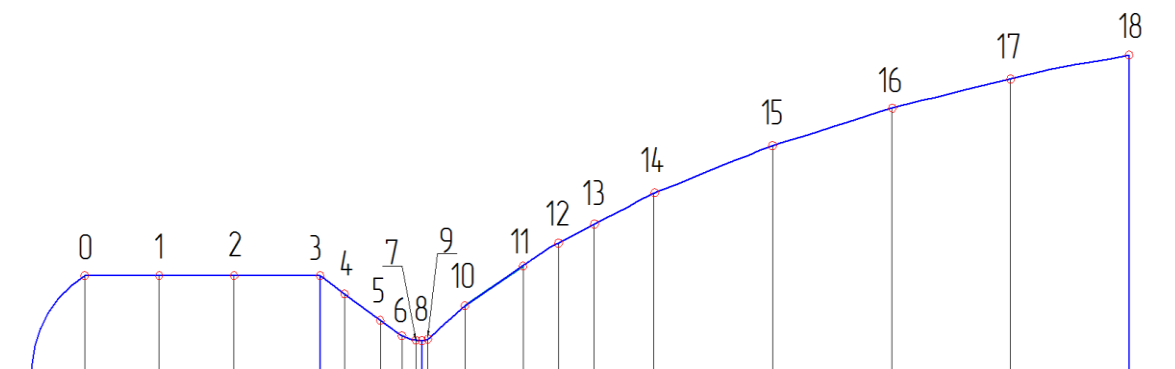


Рисунок 3.2 — Разбиение камеры сгорания и соплового блока на расчётные точки

Произведем расчет температуры потока продуктов сгорания в 19 сечениях, изображенных на рисунке 3.2. Зная площадь проходного сечения в каждой точке, из соотношения (3.3) определяем приведенную скорость потока продуктов сгорания и температуру из соотношения (3.2). После нахождения данных величин можем перейти к расчёту плотностей конвективного и лучистого тепловых потоков.

3.2.2 Расчет плотности конвективного теплового потока

Плотность конвективного теплового потока в соответствии с законом Ньютона пропорциональна разности температуры газа и стенки

$$q_k = \alpha_k \cdot (T_g - T_{cm}) , \quad (3.4)$$

где T_g — температура газа в ядре потока, К;

T_{cm} — максимальная допустимая температура стенки со стороны газа;

α_k — коэффициент конвективной теплоотдачи, Вт/м²·К.

Задаём распределение T_{cm} по длине. В камере сгорания, на входе в сопло и в критическом сечении сопла примем $T_{cm} = 1200 \text{ K}$. На выходе из сопла $T_{cm} = 500 \text{ K}$.

Коэффициент конвективной теплоотдачи обычно описывается критериальным уравнением следующего вида [13]:

$$\alpha_k = c_2 (\rho u)_c A \text{Re}^{-m} \text{Pr}^{-n} ; \quad (3.5)$$

$$\text{Re} = \frac{(\rho u)_c \chi}{\mu_c} ; \quad \text{Pr} = \frac{\mu_c c_c}{\lambda_c} , \quad (3.6)$$

где Re — критерий Рейнольдса;

Pr — критерий Прандтля;

$c_c = 1900$ — удельная теплоемкость газа, Дж/кг·К;

$\lambda_z = 0.16$ — теплопроводность газа, Вт/м·К;

$\mu_z = 0.85 \cdot 10^{-4}$ — коэффициент динамической вязкости газа, Н·с/м²;

$(\rho u)_z$ — массовый расход потока газа, кг/с·м²;

χ — характерный размер, м.

Значение постоянных A, m, n в критериальном уравнении зависят от характера взаимодействия газа и стенки и от режима течения потока газа.

Определим характер взаимодействия газа и стенки. Возможны два варианта характера взаимодействия газа со стенкой: обтекание поверхности и течение в узком канале или узком зазоре. Критерием того или иного случая является соотношение длины рассматриваемой поверхности вдоль основной линии симметрии и минимального поперечного размера газового потока, омывающего данную поверхность. Если данное соотношение меньше 15, то это случай обтекания поверхности. Например, для сопла $L / D_{кр} = 11.9$, что меньше 15. Таким образом, данный случай является случаем обтекания поверхности.

Определить массовую скорость потока газа можно с помощью уравнения неразрывности.

$$(\rho u)_z = \frac{\dot{m}}{F_{прох}},$$

где \dot{m} — секундный массовый расход рабочего тела, кг/с;

$F_{прох}$ — площадь проходного сечения, м².

Расчёт характерного размера будем выполнять в соответствии с [5]. Его можно определить как линейный размер, отсчитываемый вдоль образующей стенки от точки начала формирования пограничного слоя до расчётной точки, который учитывает всю предысторию формирования пограничного слоя.

Для камеры сгорания характерен случай обтекания осесимметричной криволинейной стенки с постоянным радиусом кривизны газовым потоком с постоянной массовой скоростью

$$\chi_i = l_i .$$

То есть характерный размер равен продольной координате рассматриваемого сечения.

В случае обтекания криволинейных поверхностей с непрерывно меняющимся радиусом кривизны, что характерно для сопла, для определения характерного размера следует аппроксимировать криволинейную поверхность ломаной линией так, чтобы получился набор конических поверхностей. Схема разбиения сопла на конические участки приведена на рисунке 3.3. Для любой точки, расположенной на границе двух конических участков, характерный размер будет равен:

$$\chi_i = 4R_i^{3/4} \sum_1^N \left(\frac{R_{i-1}^{1/4} - R_i^{1/4}}{\sin \beta_i} \right) ,$$

где N — число участков разбиения профиля поверхности до расчётной точки.

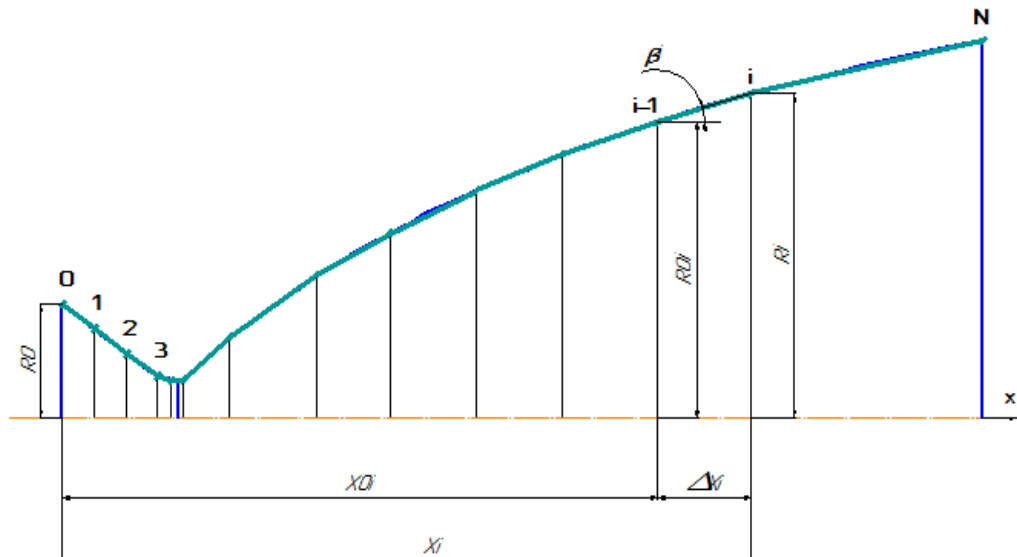


Рисунок 3.3 — Схема разбиения сопла на конические участки

Из формулы (3.6) определим критерий Рейнольдса. Результаты данного расчёта сведём в таблицу 3.1.

Таблица 3.1 — Значения характерного размера и критерия Рейнольдса

Номер сечения	Характерный размер, м	Критерий Рейнольдса
0	0	0
1	0.063	$4.652 \cdot 10^5$
2	0.126	$9.304 \cdot 10^5$
3	0.198	$1.462 \cdot 10^6$
4	0.023	$2.586 \cdot 10^5$
5	0.048	$1.234 \cdot 10^6$
6	0.056	$2.918 \cdot 10^6$
7	0.063	$4.243 \cdot 10^6$
8	0.0636	$4.398 \cdot 10^6$
9	0.064	$4.091 \cdot 10^6$
10	0.173	$2.666 \cdot 10^6$
11	0.315	$1.93 \cdot 10^6$
12	0.41	$1.69 \cdot 10^6$
13	0.49	$1.535 \cdot 10^6$
14	0.64	$1.373 \cdot 10^6$
15	0.91	$1.218 \cdot 10^6$
16	1.157	$1.139 \cdot 10^6$
17	1.387	$1.104 \cdot 10^6$
18	1.586	$1.079 \cdot 10^6$

Как видно из таблицы 3.1 во всех сечениях значение критерия Рейнольдса получилось больше критического значения равного $Re_{кр} = 10^5$, следовательно, во всех расчётных точках течение носит турбулентный характер.

Отсюда константы A, m, n в критериальном уравнении принимают значения $A = 0.0296$; $m = 0.2$; $n = 0.6$.

3.2.3 Расчет поправок в критериальном уравнении

Критериальное уравнение (3.5) отвечает изотермическим условиям в пограничном слое. Реальный пограничный слой не изотермический, что обусловлено двумя явлениями. Первое связано с тем, что в реальности часть тепла уходит в стенку. В идеальном случае рассматривается теплоизолированная стенка. Эффект стока тепла учитывается температурным фактором Ψ_1

$$\Psi_1 = T_{cm} / T_i .$$

Поправка на рассматриваемый эффект для турбулентного режима течения:

$$\varphi_{T1} = \left(\frac{2}{1 + \sqrt{\Psi_1}} \right)^{1.6} .$$

Вторая причина – эффект торможения газа в пограничном слое. Скорость газа в пограничном слое падает от максимального значения в ядре потока до нуля на границе со стенкой. Температура в пограничном слое повышается, так как высвобождающаяся при этом кинетическая энергия переходит в тепловую. Максимальная температура в пограничном слое называется температурой восстановления

$$T_\epsilon = T_0 \left(1 + r_\epsilon \frac{k-1}{2} M_0^2 \right) ; \quad (3.7)$$

$$M_i = \sqrt{\frac{2}{k+1} \left(\lambda_i^2 / \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_i^2 \right) \right)} ,$$

где T_ϵ — температура восстановления, К;

r_ϵ — коэффициент восстановления, определяемый по формуле $r_\epsilon = \sqrt[3]{\text{Pr}}$;

M_i — число Маха в ядре потока i -го сечения.

При расчете плотности конвективного теплового потока в качестве температуры газа необходимо принимать температуру восстановления.

Поправка на торможение газа в пограничном слое оценивается температурным фактором Ψ_2

$$\Psi_2 = T_B / T_i .$$

С учётом этого температурного фактора поправка для турбулентного режима течения имеет вид:

$$\varphi_{T2} = \left(\frac{\operatorname{arctg} \sqrt{\Psi_2 - 1}}{\sqrt{\Psi_2 - 1}} \right)^{1.6} .$$

Если учтём все поправки, то коэффициент конвективного теплообмена определяется из нижеприведённого соотношения

$$\alpha_k = \alpha_{k.расч} \cdot \varphi_{T1} \cdot \varphi_{T2} . \quad (3.8)$$

По формулам (3.5) и (3.8) рассчитаем значение коэффициента конвективной теплоотдачи, из соотношения (3.7) найдём температуру восстановления, а из (3.4) величину плотности конвективного теплового потока.

3.2.4 Расчет плотности суммарного теплового потока

Общее выражение для расчета плотности лучистого теплового потока имеет вид:

$$q_{луч} = \varepsilon_{эф} \sigma (T_c^4 - T_{см}^4) ;$$

$$\varepsilon_{эф} = \frac{1}{1 / \varepsilon_c + 1 / \varepsilon_{см} - 1} ,$$

где $\sigma = 5.67 \cdot 10^{-8}$ — постоянная Стефана-Больцмана, Вт/м²·К⁴;

$\varepsilon_{эф}$ — приведенная степень черноты стенки;

ε_z — степень черноты газа;

$\varepsilon_{ст}$ — степень черноты стенки.

Для продуктов сгорания жидких топлив можно принять

$$\varepsilon_z = 0.5; \quad \varepsilon_{ст} = 0.6.$$

Коэффициент лучистой теплоотдачи

$$\alpha_{луч} = \frac{q_{луч}}{T_z - T_{ст}}.$$

Рассчитаем плотность суммарного теплового потока по соотношению (3.1) и суммарный коэффициент теплоотдачи как:

$$\alpha_{\Sigma} = \alpha_k + \alpha_{луч}.$$

Результаты расчёта конвективного, лучистого и суммарного теплового потока, представлены в графическом виде на рисунке 3.4.

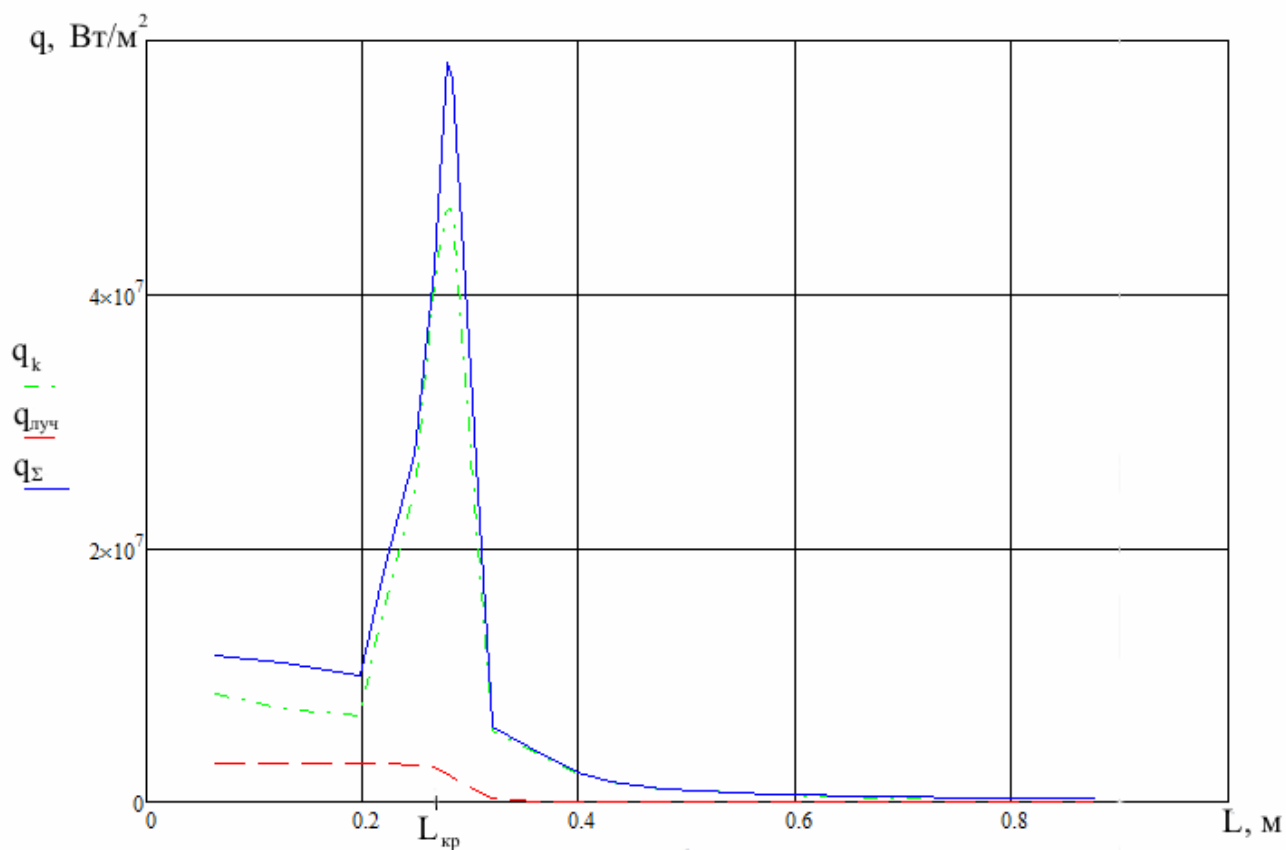


Рисунок 3.4 — Изменение тепловых потоков по тракту двигателя

Из полученного графика видно, что самое теплонпряжённое место в двигателе это горловина сопла, а минимальный суммарный тепловой поток - в выходной части раструба.

Лучистый тепловой поток вплоть до критического сопла остаётся неизменным, несмотря на то, что по теории уменьшение температуры ведет к уменьшению теплового потока. На самом деле, в стенки двигателя поступает дополнительный лучистый тепловой поток (проникающая радиация) из более нагретых областей в менее нагретые, вследствие чего лучистый тепловой поток остаётся постоянным.

3.3 Определение толщины охлаждающего тракта ЖРД

Передача теплоты от стенки в охладитель происходит путем конвективного теплообмена, т.е. плотность теплового потока в охладитель определяется:

$$q_{охл} = \alpha_{охл} (T_{ст} - T_{охл}) , \quad (3.9)$$

где $\alpha_{охл}$ — коэффициент теплоотдачи в охладитель;

$T_{охл}$ — температура охладителя.

Будем полагать, что температура стенки с обеих сторон одинакова. Данное предположение справедливо, так как $\delta_{ст} = 0.001 \text{ м}$ - тонкая стенка.

Для определения температуры охладителя необходимо определить его подогрев на каждом участке. Охладителем в данном случае является несимметричный диметилгидразин. Считаем, что на выходе из коллектора температура охладителя равно 300 К.

Изменение температуры охладителя в соответствии с [14]

$$\Delta T_{охл i} = \frac{q_{\Sigma i} \cdot \pi D_i \Delta x_i}{c_{охл} \cdot \dot{m}_{охл} \cdot \cos \beta_i},$$

где D_i — диаметр i -ого сечения, м;

Δx_i — ширина участка вдоль основной оси, м;

$c_{охл} = 2730$ — удельная теплоёмкость охладителя, Дж/кг·К;

$\dot{m}_{охл}$ — массовый расход охладителя, кг/с.

Отсюда следует, что конечная температура охладителя определяется по нижеприведённому соотношению

$$T_{охл.кон} = T_{охл.нач} + \sum_1^N \Delta T_{охл i}.$$

Результаты расчета сведены в таблицу 3.2.

Таблица 3.2 — Изменение и конечная температура охладителя

Номер сечения	Изменение температуры охладителя, К	Температура охладителя, К
1	39.355	569.405
2	35.596	530.050
3	46.939	494.454
4	19.368	447.515
5	29.260	428.147
6	19.430	398.887
7	11.036	379.457
8	4.451	368.421
9	4.997	363.970
10	8.074	358.973
11	12.549	350.899
12	5.503	338.350
13	4.517	332.847
14	5.464	328.330
15	7.524	322.866

Продолжение таблицы 3.2

16	5.927	315.342
17	4.994	309.415
18	4.421	304.421

Нельзя допустить перегрева охладителя и его закипания, так как для НДМГ характерно взрывоопасное разложение компонентов при перегреве. $T_{\text{кип}}$ при давлении в охлаждающем тракте примерно равна 600К. Из таблицы 3.2 видно, что во всех сечениях конечная температура охладителя не превышает 600 К. Можем сделать заключение, что двигатель будет работать устойчиво.

В соответствии с [14] коэффициент конвективной теплоотдачи выражается как:

$$\alpha_{\text{охл}} = 0.008 \frac{c_{\text{охл}}^{0.4} \cdot \lambda_{\text{охл}}^{0.6} \cdot \dot{m}_{\text{охл}}^{0.8}}{\mu_{\text{охл}}^{0.4} \cdot D^{0.8} \cdot \delta_{\text{охл}}}, \quad (3.10)$$

где $\lambda_{\text{охл}} = 0.16$ — коэффициент теплопроводности охладителя, Вт/м·К;

$\mu_{\text{охл}} = 1.51 \cdot 10^{-4}$ — коэффициент динамической вязкости, Н·с/м²;

$\delta_{\text{охл}}$ — толщина охладительного тракта, м.

Из выражения (9) выразим $\alpha_{\text{охл}}$

$$\alpha_{\text{охл}} = \frac{q_{\text{охл}}}{T_{\text{ст}} - T_{\text{охл}}}. \quad (3.11)$$

Решим систему из уравнений (3.10) и (3.11) определим толщину охладительного тракта. Результаты расчета коэффициента теплоотдачи в охладитель и толщину охлаждающего тракта сведем в таблицу 3.3.

Таблица 3.3 — Коэффициент теплоотдачи в охладитель и толщина охладительного тракта

Номер сечения	Коэффициент теплоотдачи в охладитель	Толщина охладительного тракта, м
0	$4.769 \cdot 10^3$	$5.137 \cdot 10^{-3}$
1	$1.823 \cdot 10^4$	$1.344 \cdot 10^{-3}$
2	$1.552 \cdot 10^4$	$1.578 \cdot 10^{-3}$
3	$1.383 \cdot 10^4$	$1.771 \cdot 10^{-3}$
4	$2.335 \cdot 10^4$	$1.241 \cdot 10^{-3}$
5	$3.554 \cdot 10^4$	$1.135 \cdot 10^{-3}$
6	$5.491 \cdot 10^4$	$1 \cdot 10^{-3}$
7	$5.973 \cdot 10^4$	$1 \cdot 10^{-3}$
8	$5.867 \cdot 10^4$	$1.022 \cdot 10^{-3}$
9	$5.043 \cdot 10^4$	$1.152 \cdot 10^{-3}$
10	$6.934 \cdot 10^3$	$4.739 \cdot 10^{-3}$
11	$2.46 \cdot 10^4$	$1 \cdot 10^{-3}$
12	$1.398 \cdot 10^4$	$1.388 \cdot 10^{-3}$
13	$9.657 \cdot 10^3$	$1.798 \cdot 10^{-3}$
14	$5.913 \cdot 10^3$	$2.526 \cdot 10^{-3}$
15	$3.189 \cdot 10^3$	$3.847 \cdot 10^{-3}$
16	$2.096 \cdot 10^3$	$5.218 \cdot 10^{-3}$
17	$1.557 \cdot 10^3$	$6.455 \cdot 10^{-3}$
18	$1.244 \cdot 10^3$	$7.588 \cdot 10^{-3}$

В ходе данной работы произведён расчёт внешнего конвективного охлаждения стенки МДУ ТКА. В результате определена переменная толщина охладительного тракта, которая обеспечит отвод излишков тепла от стенок двигателя и его штатное функционирование в течение всей работы. Величина толщины тракта меняется в пределах от 1мм до примерно 8мм.

Заключение

В процессе выполнения данной выпускной квалификационной работы спроектирован облик РБ, который позволяет выводить с низкой круговой орбиты высотой 200 км на ВЭО массу полезной нагрузки, равную пяти тоннам при стартовой массе 12700 кг. Данная величина превосходит массу полезной нагрузки РБ «Фрегат» примерно в 2 раза.

Доказана целесообразность использования двухимпульсной схемы перелёта по полуэллипсу Гомана – Цандера как наиболее оптимальная по суммарным затратам характеристической скорости, и определены значения необходимых импульсов, суммарное значение которых составляет 2575 м/с. Перелёт по предложенной схеме обеспечивает минимум стартовой массы ТКА и наименьшие затраты времени на выполнение межорбитального перелёта.

Определены основные характеристики двигательной установки ТКА. Спрофилировано сопло и создана его 3D модель вместе с камерой сгорания. На основе полученного значения полного удельного импульса тяги, равного $2.27 \cdot 10^7$ Н·с, выбрана турбонасосная система подачи компонентов топлива. Рассчитаны объёмы основных элементов ТКА и составлена его конструктивно-компоновочная схема.

Произведён расчёт внешнего конвективного охлаждения стенки МДУ ТКА, в результате которого определена переменная толщина охлаждающего тракта, которая обеспечит отвод излишков тепла от стенок двигателя и его штатное функционирование в течение всей работы.

В дальнейшем спроектированный РБ можно модернизировать для создания многоразового ТКА или для группового транспортного обеспечения КА.

В целом, задачи, поставленные в данной работе, выполнены в полной мере. Полученные результаты позволяют перейти к следующему этапу проектирования.

Список использованных источников

1. Никольский В.В. Основы проектирования автоматических космических аппаратов. — СПб : БГТУ, 2007. 230 с.
2. Шалыгин А.С., Санников В.А., Петрова И.Л. Баллистика космических аппаратов. — СПб : БГТУ, 2006. 120 с.
3. Сапего М.К., Тестоедов Н.А., Атамасов В.Д. и др. Теория проектирования сложных технических систем космического базирования. — СПб.:ФГУП «КБ 'Арсенал' имени М.В. Фрунзе», БГТУ, 2012. 560 с.: ил.
4. Ермолаев В. И. Двигательные установки космических летательных аппаратов. — СПб : Балт. гос. техн. ун-т, 2016. 214 с.
5. Белов В. П. Расчет параметров и характеристик ракетных двигателей. — СПб : Балт.гос. техн. ун-т, 2013.
6. Васильев А. П. и Кудрявцев В. М. Основы теории расчета жидкостных ракетных двигателей., ред. Кудрявцев В. М. — Москва : Высш.шк., 1993. - 4-е изд., перераб и доп. : стр. 383 с., ил.
7. Алемасов В. Е. и др. Теория ракетных двигателей: Учебник для студентов машиностроительных специальностей вузов / ред. В.П.Глушко. - Москва : Машиностроение, 1980. — 3-е изд., перераб и доп. : стр. 533 с., ил.
8. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для вузов / ред. Д.А.Ягодников. - Москва : МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2016. — 3-е изд., доп. : стр. 461 с., ил.
9. Кудрявцев В. М. Основы теории и расчета ЖРД. Москва: Высшая школа, 1983, стр. 703 с., ил.
10. Никольский В.В. Проектирование КА. — СПб : БГТУ, 2003. 121 с.
11. «Зенит-3SLБФ». КБ Южное: сайт <http://www.yuzhnoye.com/> (дата обращения: 2.06.17)
12. Никольский В.В. Системное проектирование ТКА. — СПб : БГТУ, 2001. 101 с.

13. Белов В. П. Тепловое проектирование ракетных двигателей. — СПб : Балт. гос. техн. ун-т, 2016. 43с.
14. Белов В.П. Внешнее конвективное охлаждение. — СПб : Балт.гос. техн. ун-т, 2005.
15. РБ «Фрегат» . Роскосмос: сайт <https://www.roscosmos.ru/> (дата обращения : 20.05.17)

Приложения

Приложение 1

Балтийский государственный технический университет (ВОЕНМЕХ) им. Д.Ф.Устинова

1

ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА

на тему:

**«Разгонный блок для вывода
космического аппарата на
высокоэллиптическую орбиту»**

Руководитель: доцент Матвеев Н.К.

Исполнитель: студентка группы А332 Толкачёва В.М.

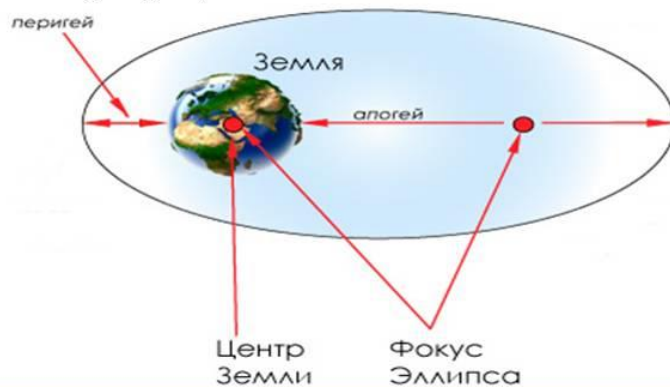
СПб, 2017 г.

Актуальность темы

2

Достоинства спутников на ВЭО:

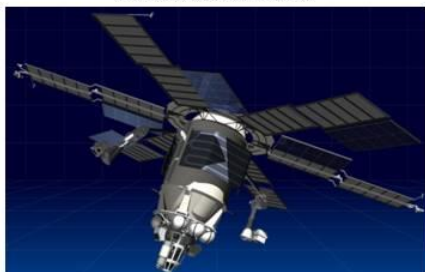
- ♦ возможность обслуживания очень большой территории;
- ♦ обслуживание в высоких широтах;
- ♦ широкое использование различных частотных диапазонов в отличие от геостационарной орбиты (ГСО), где уже практически не осталось ни свободного места, ни свободных частот;
- ♦ более дешёвый вывод на орбиту.



КА на ВЭО

3

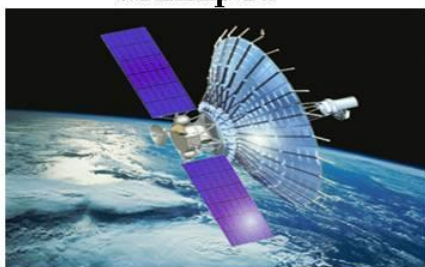
КА «Молния»



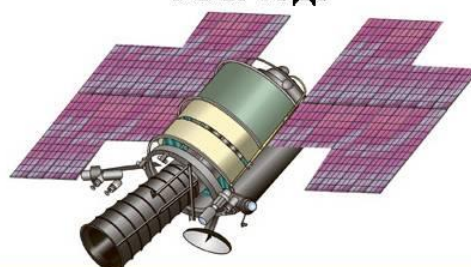
КА «Меридиан»



«Спектр-Р»



УС-К 73Д6

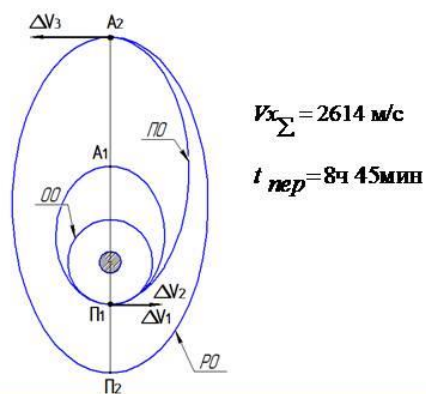
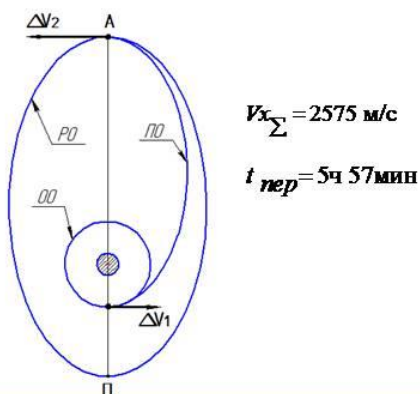


Баллистическое проектирование

4

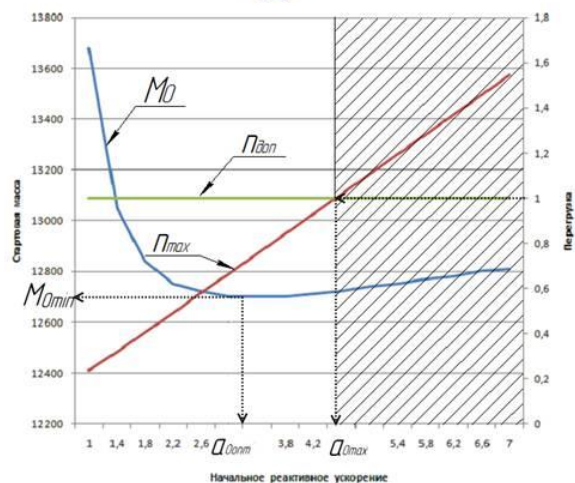
При составлении математической модели приняты следующие допущения:

1. аэродинамическое сопротивление отсутствует;
2. пренебрегаем расходами рабочего тела (топлива) на стабилизацию КА на активных участках полёта;
3. протяжённость активного участка траектории бесконечно мала, и скорость КА изменяется мгновенно при сохранении положения его центра масс.



Определение оптимального начального ускорения РБ

5



Оптимальное значение начального ускорения – 3 м/с^2 , при этом стартовая масса – 12700 кг , максимальная перегрузка составляет 0.668 .

Основные проектные параметры ТКА

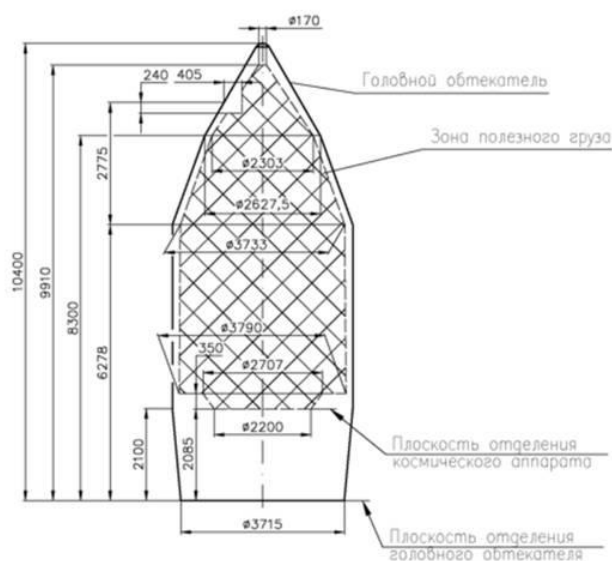
6

Параметр	Значение
Начальное ускорение, a_0	3 м/с^2
Стартовая масса, M_0	12700 кг
Масса топлива, $M_{\text{РТ}}$	6880 кг
Максимальная перегрузка, n_{max}	0.668
Тяга двигателя, P	38.1 кН
Полный импульс, I_{Σ}	$2.27 \cdot 10^7 \text{ Н} \cdot \text{с}$
Суммарное время работы двигателя, $t_{\text{раб}\Sigma}$	9.9 мин

7

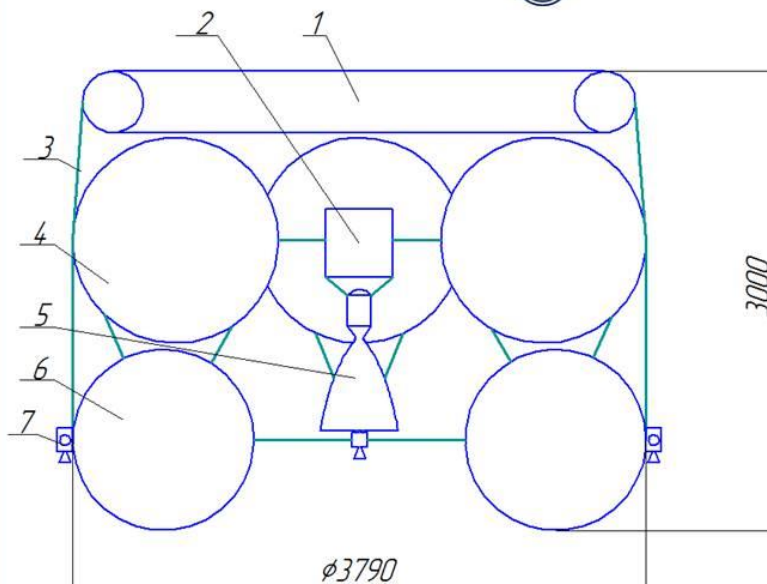
Параметр	Значение
Температура продуктов сгорания, T_0	3463 К
Степень расширения сопла по давлению, ε_c	1488
Коэффициент в выражении расхода, a_K	0.648
Скорость продуктов сгорания на срезе сопла, U_a	3267 м/с
Реальный удельный импульс, $I_{уд.реал}$	3213.85 м/с
Давление продуктов сгорания на срезе сопла, p_a	6721 Па
Температура продуктов сгорания на срезе сопла, T_a	1041 К
Площадь критического сечения сопла, $F_{кр}$	$1.996 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$
Площадь выходного сечения сопла, F_a	0.2 м^2

8



Конструктивно-компоновочная схема РБ

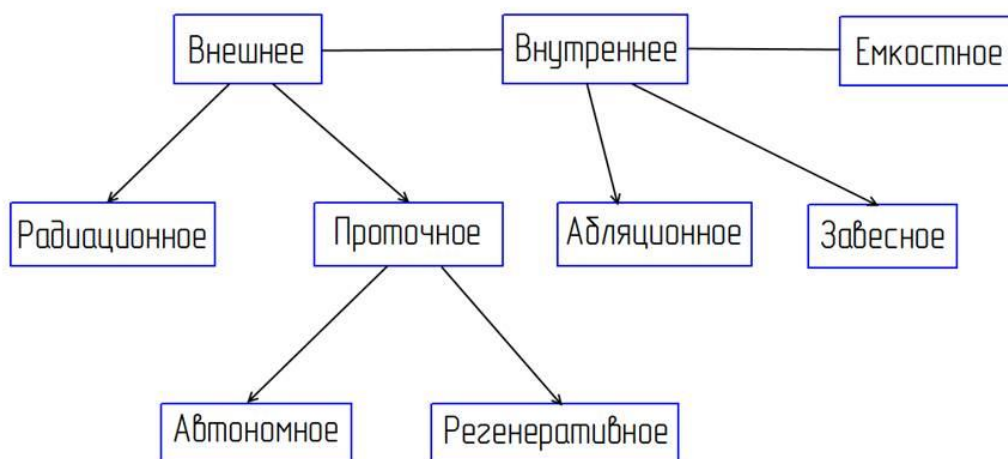
9



- 1 – приборный отсек;
- 2 – ТНА;
- 3 – ферма;
- 4 – баки окислителя;
- 5 – МДУ;
- 6 – баки горючего;
- 7 – ДУ ориентации и стабилизации.

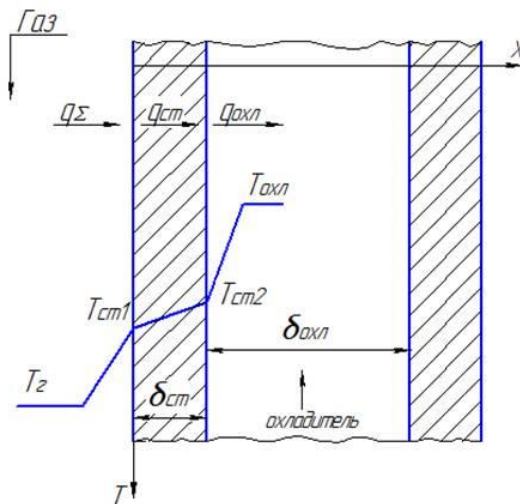
Способы охлаждения камер ЖРД

10



Принцип внешнего конвективного охлаждения

11



Математическая модель расчёта плотностей тепловых потоков

12

Плотность суммарного теплового потока

$$q_{\Sigma} = q_k + q_{\text{луч}}$$

Плотность конвективного теплового потока

$$q_k = \alpha_k \cdot (T_2 - T_{\text{ст}})$$

Коэффициент конвективной теплоотдачи

$$\alpha_k = c_2 (\rho u)_2 A \text{Re}^{-m} \text{Pr}^{-n}$$

Критерий Рейнольдса

$$\text{Re} = \frac{(\rho u)_2 \chi}{\mu_2}$$

Критерий Прандтля

$$\text{Pr} = \frac{\mu_2 c_2}{\lambda_2}$$

Плотность лучистого теплового потока

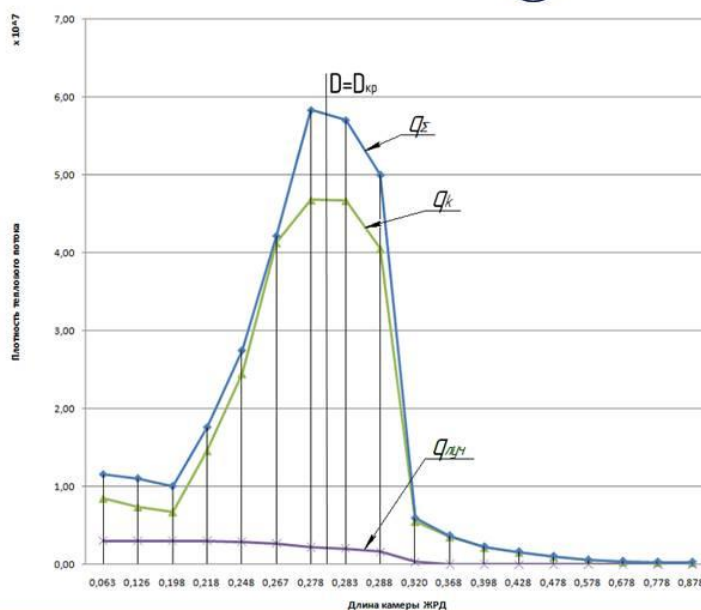
$$q_{\text{луч}} = \varepsilon_{\text{эф}} \sigma (T_2^4 - T_{\text{ст}}^4)$$

Приведенная степень черноты стенки

$$\varepsilon_{\text{эф}} = \frac{1}{1/\varepsilon_2 + 1/\varepsilon_{\text{ст}} - 1}$$

Изменение тепловых потоков по тракту двигателя

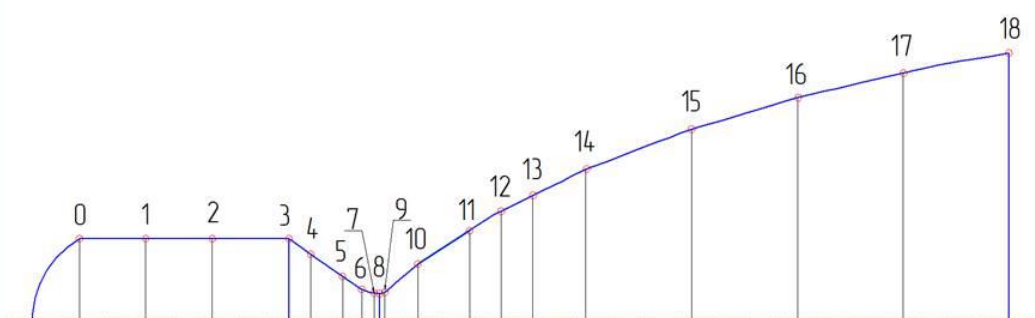
13



Самое теплонпряжённое место в двигателе это горловина сопла, а минимальный суммарный тепловой поток - в выходной части раструба.

Расчётные точки

14



Результаты расчёта толщины охлаждающего тракты

Номер сечения	Толщина
0	$5.137 \cdot 10^{-3}$
1	$1.344 \cdot 10^{-3}$
2	$1.578 \cdot 10^{-3}$
3	$1.771 \cdot 10^{-3}$
4	$1.241 \cdot 10^{-3}$
5	$1.135 \cdot 10^{-3}$
6	$1 \cdot 10^{-3}$
7	$1 \cdot 10^{-3}$
8	$1.022 \cdot 10^{-3}$
9	$1.152 \cdot 10^{-3}$
10	$4.739 \cdot 10^{-3}$
11	$1 \cdot 10^{-3}$
12	$1.388 \cdot 10^{-3}$
13	$1.798 \cdot 10^{-3}$
14	$2.526 \cdot 10^{-3}$
15	$3.847 \cdot 10^{-3}$
16	$5.218 \cdot 10^{-3}$
17	$6.455 \cdot 10^{-3}$
18	$7.588 \cdot 10^{-3}$

Заключение

В процессе выполнения данной работы получены следующие результаты:

- ✓ определена оптимальная схема перелёта на рабочую орбиту;
- ✓ проведена оптимизация начального ускорения РБ;
- ✓ выполнен расчёт энергомассовых характеристик ДУ;
- ✓ составлена конструктивно-компоновочная схема РБ;
- ✓ спроектировано внешнее конвективное охлаждение ЖРД.

Доклад закончен
Спасибо за внимание.