

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
**АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ**  
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

Факультет: Инженерно-физический  
Кафедра: Стартовые и технические ракетные комплексы  
Направление подготовки 24.03.01 – Ракетные комплексы и космонавтика  
Направленность (профиль) образовательной программы – Ракетно-космическая техника

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Зам.зав.кафедрой

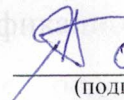
 В.В. Соловьев

« 15 » 06 2022 г

**БАКАЛАВРСКАЯ РАБОТА**


на тему: Проектирование турбореактивного двигателя для метеорологической ракеты

Исполнитель  
студент группы 817-об

 08.06.2022 г.  
(подпись, дата)

Я.Д. Пилясов

Руководитель  
канд. тех. наук, доцент

 08.06.2022 г.  
(подпись, дата)

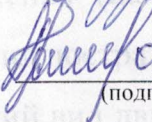
В.В. Соловьёв

Консультант

 08.06.2022 г.  
(подпись, дата)


Р.А. Бузиков

Консультант по БЖД:  
канд. тех. наук, доцент

 08.06.2022 г.  
(подпись, дата)

А.В. Козырь

Нормоконтроль  
ассистент кафедры СиТРК

 08.06.2022 г.  
(подпись, дата)

М.А. Аревков

Благовещенск 2022

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
**АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ**  
(ФГБОУ ВО «АМГУ»)

Факультет: Инженерно-Физический

Кафедра: Стартовые и технические ракетные комплексы

УТВЕРЖДАЮ

Зам. зав. кафедрой

 В. В. Соловьев

« 26 » 05 2022 г.

**ЗАДАНИЕ**

к выпускной квалификационной работе студента Пилясова Ярослава Дмитриевича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Проектирование турбореактивного двигателя для метеорологической ракеты

учреждена приказом от 05.04.2022 № 679-уч

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 08.06.2022г.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: топливо – керосин, массовый расход топлива – 25 кг/с., температура торможения – 1120 К, давление в камере сгорания – 25 МПа, справочная литература.

4. Содержание выпускной квалификационной работы (перечень подлежащих разработке вопросов): описание основных понятий и агрегатов ТРД, определение характеристик двигателя, расчет крепления на прочность, описание конструкции и работы двигателя, требования безопасности при обслуживании турбореактивных двигателей, затраты на производство двигателя.

5. Перечень материалов приложения (наличие чертежей, таблиц, графиков, схем, программных продуктов, иллюстративного материала и т.п.): цели и задачи бакалаврской работы, общий вид двигателя и его характеристики, этапы запуска и схема пусковой топливной магистрали, схема членения, компоновка ТРД, общий вид крепления двигателя, определение прочности крепления двигателя.

6. Консультанты по выпускной квалификационной работе (с указанием относящихся к ним разделов): Бузиков Р.А., БЖД Козырь Аркадий Валентинович, доцент, канд. тех. наук.

7. Дата выдачи задания 26.05.2022г.

Руководитель выпускной квалификационной работы: Владислав Викторович Соловьёв, доцент, канд. тех. наук.

Задание принял к исполнению (дата) 26.05.2022

В выпускной квалификационной работе представлен проект турбореактивного двигателя. Данный проект предназначен для запуска метеорологической ракеты.

Цель работы – спроектировать двигатель при его малых габаритах и ее действующих комплектующих.

Задачи:

- изучить базовые теории и составные части двигателя;

- выполнить расчет сопла Лаваля;

- выполнить расчет камеры сгорания;

- определить основные характеристики двигателя;

- рассчитать КПД двигателя;

- выполнить расчеты прочности деталей;

- выполнить расчеты крепления для двигателя на прочность;

- описать конструктивно и работу двигателя;

- описать основные меры безопасности при работе с турбиной;

- экономически обосновать изготовление двигателя.

## РЕФЕРАТ

Бакалаврская работа содержит 63 страницы, 27 рисунков, 3 таблицы, 15 источников.

### ТУРБОРЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, ТЯГА ДВИГАТЕЛЯ, СОПЛО, УДЕЛЬНЫЙ ИМПУЛЬС, КАМЕРА СГОРАНИЯ, КРЫЛЬЧАТКА

В выпускной квалификационной работе представлен проект турбореактивного двигателя. Данный агрегат предназначен для запуска метеорологической ракеты.

Цель работы – спроектировать мощный двигатель при его малых габаритах и не дорогостоящих комплектующих.

#### Задачи:

- изучить основные теории и составные части двигателя;
- выполнить расчет сопла Лаваля;
- выполнить расчет камеры сгорания;
- определить основные характеристики двигателя;
- рассчитать турбинную систему;
- выполнить расчет массы двигателя;
- выполнить расчет крепления для двигателя на прочность;
- описать конструкцию и работу двигателя;
- описать основные меры безопасности при работе с турбиной;
- экономически обосновать изготовление двигателя.

## СОДЕРЖАНИЕ

Реферат .....	1
Определения, обозначения, сокращения .....	4
Введение.....	5
1 Общая часть .....	7
1.1 Общие сведения о реактивном движении .....	7
1.2 Топливо для реактивных двигателей .....	8
1.3 Основные характеристики ТРД.....	10
1.4 Составляющие части реактивного двигателя .....	12
1.4.1 Камера сгорания .....	12
1.4.2 Сверхзвуковое сопло .....	13
1.4.3 Компрессор .....	13
2 Расчёт и построение турбореактивного двигателя.....	14
2.1 Расчёт сопла Лавалья.....	14
2.2 Расчёт камеры сгорания .....	20
2.3 Определение основных характеристик двигателя.....	28
2.4 Расчёт турбинной системы .....	29
2.5 Расчет массы двигательной установки .....	32
3 Расчёт крепления для двигателя на прочность .....	37
4 Описание конструкции и работы ду.....	41
4.1 Описание запуска двигателя .....	41
4.2 Подшипниковый узел .....	42
4.3 Свеча зажигания.....	44
4.4 Форсунки подачи топлива.....	45
4.5 Стартер.....	46
4.6 Компоновочная схема и её описание .....	47
5 Требования безопасности при обслуживании турбореактивных двигателей..	49
5.1 Эксплуатация турбин и двигателей .....	49
5.2 Пожарная безопасность и соблюдение требований .....	49

5.3 Меры безопасности при высоких шумах .....	50
5.4 Электробезопасность двигательной установки .....	50
6 Затраты на производство двигателя .....	52
6.1 Стоимость разработки инженерного проекта .....	52
6.2 Себестоимость проекта .....	55
Заключение .....	58
Библиографический список .....	59

## ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

ТРД – турбореактивный двигатель;

ЖРД – жидкостный ракетный двигатель;

РД – ракетный двигатель;

ДУ – двигательная установка;

КС – камера сгорания;

СЗ – свеча зажигания;

ПН – пусковой насос;

ЖТ – жаровая труба.

## ВВЕДЕНИЕ

Неоценимый вклад в развитие ракетных двигателей и ракетно-космической техники внес знаменитый русский ученый К.Э. Циолковский, по праву считающийся основоположником современной космонавтики и ракетно-космической техники. В 1903 году он опубликовал свой труд «Исследование мировых пространств реактивными приборами», получивший всемирную известность. В нем Циолковский описал ракету с ЖРД как средство передвижения в космическом пространстве и изложил основы ракетодинамики.

Турбореактивный двигатель — двигатель, с установленной на нем турбинной системой, которая способствует увеличению скорости истечению газов, для создания тяги, способной поднять необходимую массу.

В ТРД через диффузор с крыльчаткой подается воздух, которые затем смешивается с жидким горючим в камере сгорания, и за счет зажигания и раскрученной турбины, преобразованное топливо выходит через сопло с высокой скоростью, способной поднять большую массу. Крыльчатка с ротором служит для сжатия воздуха, с последующим увеличением КПД. Воздух при прохождении диффузора сжимается осевым или центробежным компрессором и затем поступает в камеру сгорания. Привод компрессора соединен с газовой турбиной по одному валу. Скорость вращения турбины зависит от подаваемого в камеру сгорания количества топлива.

Камера сгорания является пространством, в котором происходит преобразование энергии. При конструировании и производстве камеры сгорания наиболее распространенными геометрическими формами являются, такие как цилиндр и сфера. Для условий полного и устойчивого горения горючего необходимо правильно рассчитать размеры камеры сгорания, а также от применяемого топлива зависят размеры КС.

Одной из основополагающих составляющих в турбореактивном двигателе является выходное сопло. Оно представляет собой канал со своеобразной формой, через который вытекают преобразованное топливо в



камере сгорания. Если рассматривать одни из важных частей сопла, то ими являются дозвуковое и сверхзвуковое сечение, благодаря которым происходит увеличение скорости потока газов.

Главным вопросом при проектировании в данной работе стоит о том, чтобы ТРД был мощным относительно его малых размеров и легкодоступных и недорогих комплектующих.

Задачи дипломной квалификационной работы:

- изучить основные теории и составные части двигателя;
- выполнить расчет сопла Лаваля;
- выполнить расчет камеры сгорания;
- определить основные характеристики двигателя;
- рассчитать турбинную систему;
- выполнить расчет массы двигателя;
- выполнить расчет крепления для двигателя на прочность;
- описать конструкцию и работу двигателя;
- описать основные меры безопасности при работе с турбиной;
- экономически обосновать изготовление двигателя.

# 1 ОБЩАЯ ЧАСТЬ

## 1.1 Общие сведения о реактивном движении

Тело работает по реактивным принципам, если является самодвижущимся и двигается в газообразной среде. Важно математически проанализировать принцип реактивного движения для понимания способа образования тяги турбореактивного двигателя. Изменение в движение тела приводит сила, которая называется реактивной тягой. Законы, которые являются основными и объясняют реактивное движение, это второй и третий законы Ньютона. Второй закон Ньютона говорит о том, как возникает ускорение тела, если к нему приложат неуравновешенную силу. То есть, можно сказать, что тело, которое получило ускорение под действием силы прямо пропорционально ей и обратно пропорционально массе. [1]

Также при нахождении реактивной силы вес тела имеет большое значение для расчетов.

Применяя уравнение:

$$F = \frac{G_r}{g} a, \quad (1.1)$$

где  $F$  – неуравновешенная сила, которая придает ускорение телу;

$a$  – ускорением тела.

Третий закон Ньютона описывает, что тяга  $P$  двигателя равна и противоположна неуравновешенной силе  $F$ . [1]

На рисунке 1.1 показано возникновение реактивной силы в двигателе в результате зажигания смеси горючего с окислителем. Изменения скорости рабочего тела от  $v_1$  до  $v_2$  выражает конечное ускорение. Тяга двигателя, в результате которой тело перемещается вперед, противоположна по направлению силе сопротивления, но равно ей по значению. [1]

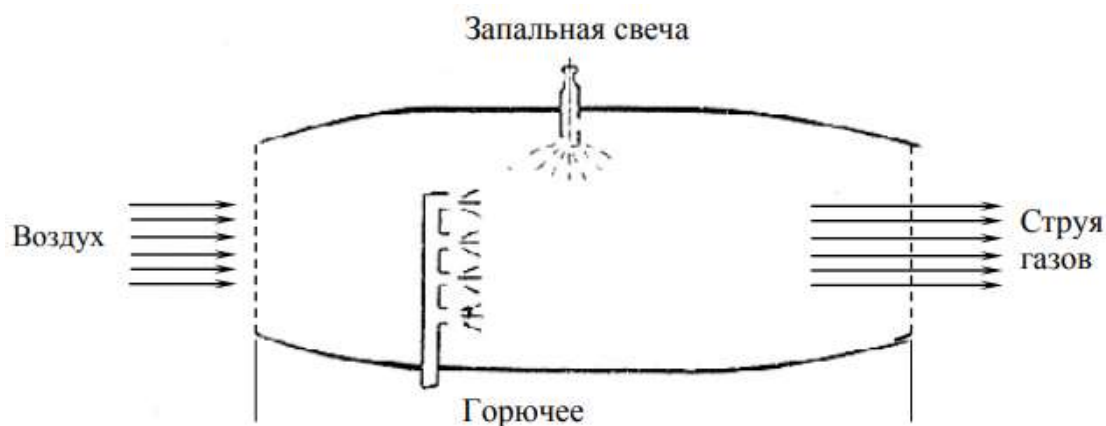


Рисунок 1.1 – Схема химической реакции

## 1.2 Топливо для реактивных двигателей

Тяга двигателя возникает в результате освобождения энергии во время преобразования топлива в реактивную струю газов. Необходимое количество энергии для создания большой подъемной силы тела содержится в определенном горючем. Смешение горючего и окислителя, для преобразования энергии, называется топливом реактивного двигателя. Из возникновения химической реакции между горючим и окислителем, вырабатывается большое количество газов с высокой температурой, давлением и скоростью. Тепловая энергия, полученная таким способом, при выходе с сопла превращается в кинетическую. Двигатель, работающий на определенных режимах и использующий определенные химические соединения, вырабатывает большую часть энергии, по сравнению с поршневым двигателем, и при этом имеет всего несколько движущихся частей. Широко, применяемые виды топлива для реактивных двигателей являются такие, как керосин, газолин, спирт, порох и угольная пыль. Выбор правильного горючего и окислителя, с учетом их выгодности, гарантирует успех в получении необходимой мощности. Также если горючего и окислителя не достаточно, добавляется катализатор, который приводит к увеличению скорости реакции. Такие катализаторы не принимают участия в реакциях с топливом, но за счет истечения увеличенных масс газов получается большая тяга. По виду агрегатного состояния, топливо разделяется

на: твердое; жидкое; газообразное; комбинированное. Зачастую по настоящее время используют твердые и жидкие виды топлива. [1]

Из выше приведенных видов топлива, жидкое топливо впрыскивается в камеру сгорания из топливных баков. Данный вид топлива обладает значительной продолжительностью работы и имеется возможность отключать подачу смеси в определённый период времени. [1]

Жидкие виды топлива могут быть однокомпонентными и двухкомпонентными. Однокомпонентные виды топлива уже являются единым веществом до его подачи в камеру сгорания. Данные виды топлива могут состоять из нескольких компонентов, например смесь перекиси водорода  $H_2O_2$  с этиловым спиртом  $C_2H_5OH$ , или иметь одну составляющую, например нитрометан  $CH_3NO_2$ . При условиях обычной температуры и давления, однокомпонентные топлива не имеют возможности преобразоваться в горячие газы, поэтому для них необходимо зажигание. Такие виды топлива в основном не используются, так как их сильное содержание в камере сгорания, может привести к взрывоопасной ситуации. Двухкомпонентные виды топлива, горючее и окислитель, до подачи их в камеру сгорания, расположены в разных топливных емкостях. Процессы горения происходят в условиях высокой температуры и давления, и из этого образуются газы, которые имеют большую скорость потока. Большинство, применяемых в ракетной отрасли, видов жидкого топлива – двухкомпонентные. [1]

В таблице 1.1 показаны параметрические значения видов топлива, которые применяются в ракетной техники. Главными расчетными характеристиками является удельная тяга и скорость истечения газов.

Надо иметь в виду, что еще ни один вид топлива не может считаться наилучшим для реактивных двигателей, ведь для каждого из них подбирается тот компонент, который удовлетворяет необходимым характеристикам, в зависимости от их режимов работы.

Таблица 1.1 – Характеристики видов жидкого топлива

РАКЕТНОЕ ТОПЛИВО: ОКИСЛИТЕЛЬ, ГОРЮЧЕЕ	КОЭФФИЦИЕНТ СООТНОШЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ	ДАВЛЕНИЕ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ, МПА	ТЕМПЕРАТУРА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ, °С	СКОРОСТЬ ИСТЕЧЕНИЯ ГАЗОВ, М/С	УДЕЛЬНАЯ ТЯГА, Н·С/КГ
Жидкий кислород, жидкий водород	5,33	2,4	3000	3300	3350
ЖК, ГИДРАЗИН	0,5	2,1	2500	2550	2590
ЖК, АММИАК	1,4	2,1	2730	2500	2550
ЖК, 100% ЭТИЛОВЫЙ СПИРТ	1,5	2,1	2900	2470	2430
ЖК, БЕНЗИН	3,0	2,1	3020	2390	2420
ЖК, 75% СПИРТ, +25% ВОДЫ	1,3	2,1	2800	2350	2390
ГАЗООБРАЗНЫЙ КИСЛОРОД, НИТРОМЕТАН	0,05	1,9	2480	2230	2270
КРАСНАЯ ДЫМЯЩАЯ АЗОТНАЯ КИСЛОТА,	3,0	2,1	2770	2160	2210
НИТРОМЕТАН	-	2,1	2180	2140	2180
БЕЛАЯ ДЫМЯЩАЯ АЗОТНАЯ КИСЛОТА, ФУРИЛОВЫЙ СПИРТ	1,9	2,1	2770	2100	2140

### 1.3 Основные характеристики ТРД

Тяга двигателя – это сила, которая возникает посредством сил давления и трения, приложенных к поверхностям двигателя. Различают внутреннюю тягу (реактивную тягу)  $P$  — общая всех газодинамических сил, без учета внешнего

сопротивления, и эффективную тягу  $P_{\text{эф}}$ , при которой учитывается внешнее сопротивление двигательной установки.

$$P_{\text{эф}} = P - X_{\text{нар}}, \quad (1.2)$$

где  $X_{\text{нар}}$  - внешнее сопротивление силовой установки ЛА;

$P$  – внутренняя тяга, которую определяют как:

$$P = G_T C_c + F_c (p_c - p_H), \quad (1.3)$$

где  $G_T$  - расход топлива (сумма расходов горючего и окислителя), кг/с;

$C_c$  - скорость истечения газа из реактивного сопла, м/с;

$F_c$  - площадь сечения на выходе из сопла, м<sup>2</sup>;

$p_c$  - статическое давление в сопле, Па;

$p_H$  - давление окружающей среды, Па. При полном расширении газа в реактивном сопле  $p_c = p_H$ .

Удельный импульс основная характеристика двигателя, которая показывает его эффективность отношения количества создаваемых движений к расходу топлива. Если импульс большой, следовательно, малое количества топлива нам потребуется. Удельный импульс на теории может быть равен потоку истечению газов, но исследования показывали, что отличия имеются. Поэтому эффективная скорость истечения продуктов сгорания может называться удельным импульсом. Формула приближённого расчёта удельного импульса (скорости истечения) для реактивных двигателей на химическом топливе выглядит так:

$$l_{\text{уд}} = \sqrt{16641 \cdot \frac{T_k}{u \cdot M} \cdot \left(1 - \frac{P_a}{P_k} \cdot M\right)}, \quad (1.4)$$

где  $T_k$  - температура газа в камере сгорания;

$p_k$  и  $p_a$  - давление газа соответственно в камере сгорания и на выходе из сопла;

$M$  - молекулярная масса газа в камере сгорания;

$u$  - коэффициент, характеризующий теплофизические свойства газа в камере (обычно  $u \approx 15$ ).

Из формулы видно, что удельный импульс будет иметь большое значение, если соотношение давлений и температура газа будет высокой, а его молекулярная масса будет иметь малое значение. [2]

## **1.4 Составляющие части реактивного двигателя**

### **1.4.1 Камера сгорания**

Агрегат ТРД, где происходит смешение топлива, его возгорания и преобразование энергии, называется камерой сгорания. При конструировании и производстве камеры сгорания наиболее распространенными геометрическими формами являются, такие как цилиндр и сфера. Для условий полного и устойчивого горения горючего необходимо правильно рассчитать размеры камеры сгорания, а также от применяемого топлива зависят размеры КС. Также данная система двигателя имеет свои составные части, для правильной и стабильной работы всех процессов. [1]

Смешивание и распыление компонентов топлива, происходит в головной части КС, которая называется диффузором и помогает создать смесь необходимого состава. [1]

Система зажигания производит воспламенение топлива, которое не подвержено самовоспламенению. Чтобы зажигание происходило корректно и в зоне распыления топливной смеси, зажигательное устройство располагают на близком расстоянии от форсунок. От переполнения камеры сгорания топливом, в момент зажигания может произойти самопроизвольный взрыв установки. [1]

### **1.4.2 Сверхзвуковое сопло**

Сверхзвуковое сопло это канал, состоящий из усеченных обечаек, соединенных в шейке самого сопла, где происходит изменение давления и скорости истечения продуктов сгорания. Такое сопло называют, соплом Лаваля, оно обеспечивает ускорение, проходящих по ней потоков, до сверхзвуковых скоростей. В данном сопле поток поступает через сужающую часть, где дальше по каналу проходит критическое сечение и преобразуется в скоростных показателях, а дальше выходит в атмосферу через расширяющую часть. [3]

Для обеспечения больших скоростей и значения тяги двигателя устанавливается сужающееся – расширяющееся сопло, которое как выше и говорилось, предназначено для изменения истечения газов после их прохождения через критическое сечение. От расхода топлива зависит значение площади критического сечения, а изменение давления и расширение газов влияет на площадь расширяющейся части. [1]

### **1.4.3 Компрессор**

Компрессор турбореактивного двигателя служит для принятия потока и распределения его по камере сгорания, а также в целях смешивания горючего и окислителя. Основными частями функционирования компрессора являются статор и ротор. Ротор или же крыльчатка обеспечивает вращение все турбинной системы ДУ, а статор имеет неподвижную систему для более правильного движения потоков. [4]

Лопасты крыльчатки расположены и расходятся радиально от оси вращения. В основном ротор должен обеспечивать доступ воздуха с обеих его сторон. При вращении крыльчатки с подхватывающими лопастями, воздух втягивается вовнутрь с большой скоростью, под действием центробежной силы. [1]

Статор состоит из лопаток диффузора, который сжимает поток воздуха и направляет его в камеру сгорания. За счёт повышения скорости с помощью ротора, воздух приобретает энергию, которая преобразуется в давление посредством процесса расширения в большом объеме. [1]



## 2 РАСЧЁТ И ПОСТРОЕНИЕ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

### 2.1 Расчёт сопла Лавала

Благодаря уравнениям, описывающие стационарные движения идеального газа, можно рассчитать сопло.

Из условий, в критическом сечении сопла происходит изменение от дозвуковой в сверхзвуковую скорость потока течения газа.

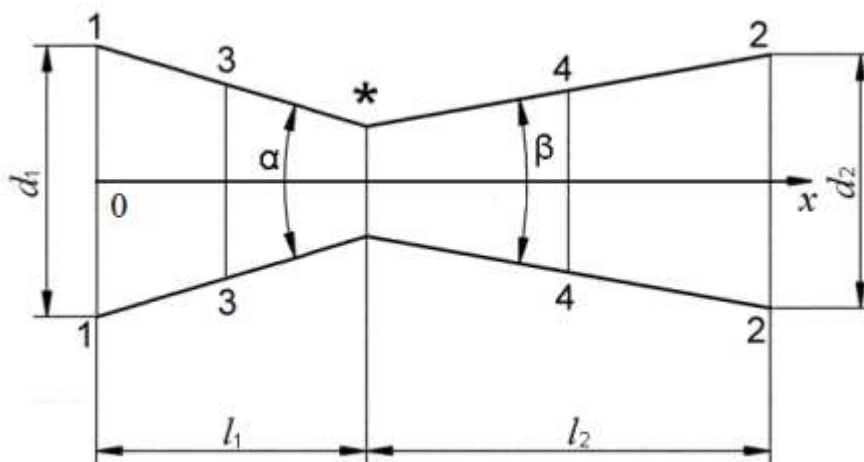


Рисунок 2.1 – Схема сопла

По соотношению (2.1) можно найти значения критических параметров, используя исходные данные. Для расчетов основных размеров сопла необходимо найти площадь  $S_*$  и диаметр  $d_*$  критического сечения.

$$\dot{m} = B \frac{P_0}{\sqrt{T_0}} S_*, \quad (2.1)$$

где  $B = 0,07 \left[ \text{с} \cdot \frac{\text{К}^{0.5}}{\text{м}} \right]$  принимаемое для воздуха;

$p_0$  - полное давление, 25 [МПа];

$T_0$ - температура торможения, 1120 [К];

$\dot{m}$  - массовый расход топлива, 25 [кг/с].

$$S_* = \frac{\dot{m}\sqrt{T_0}}{Bp_0} \quad (2.2)$$

$$S_* = \frac{25\sqrt{1120}}{0,07 \cdot 25} = 0,00478 \text{ [м}^2\text{]}$$

$$d_* = 2\sqrt{\frac{S_*}{\pi}} \quad (2.3)$$

$$d_* = 2\sqrt{\frac{0,00478}{\pi}} = 0,078 \text{ [м]}$$

Исходный параметр  $r = l_1/d_*$ , за который было принято значение 2,0, позволяет далее найти длину  $l_1$  сужающейся обечайки, что вместе с углом  $\alpha = 26^\circ$  полностью определяет геометрию этой части (рис. 2.2). В частности, можно вычислить диаметр  $d_1$  входного сечения 1-1 сопла по формуле

$$d_1 = d_* + 2 \cdot l_1 \cdot \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} \quad (2.4)$$

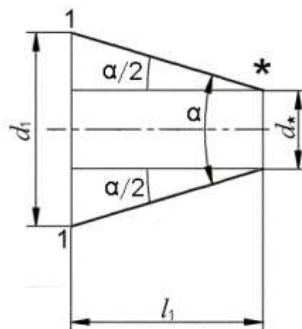


Рисунок 2.2 – Геометрические обозначения для сужающейся обечайки

$$l_1 = r \cdot d_* = 2,0 \cdot 0,078 = 0,156 \text{ [м]} \quad (2.5)$$

$$d_1 = 0,078 + 2 \cdot 0,156 \cdot \operatorname{tg} \frac{26^\circ}{2} = 0,150 \text{ [м]}$$

Данный этап следует начинать с определения параметров выходного сечения 2–2, используя условие, что при расчетном режиме течения статическое давление газа  $p_2$  в выходном сечении равно давлению в окружающей среде  $p_n$ . Таким образом, давление  $p_2 = 0,8 \cdot 10^5$  Па известно и это позволяет с помощью газодинамической функции (2.7) найти  $\lambda_2$ .

$$\tau = 1 - \frac{\lambda^2}{6} \quad (2.6)$$

$$\frac{p}{p_0} = \left(1 - \frac{\lambda^2}{6}\right)^{3,5} \quad (2.7)$$

Далее из (2.8) с использованием значения  $q(\lambda_2)$ , найденного по формуле (2.9), вычисляется  $S_2$ , а затем и  $d_2$ . По найденному  $d_2$  легко найти  $l_2 = (d_2 - d_*) / \left(3 \cdot \operatorname{tg} \frac{\beta}{2}\right)$ .

$$q(\lambda) = \frac{S_*}{S} \quad (2.8)$$

$$q(\lambda) = 1,577 \lambda \left(1 - \frac{\lambda^2}{6}\right)^{2,5} \quad (2.9)$$

Затем по известному значению  $\lambda_2$  так же, как и для дозвуковой части (например, для входного сечения) находятся все остальные характеристики. Расчет промежуточного сечения 4–4 проводится аналогично сечению 3–3, только при определении  $\lambda_4$  важно помнить, что в сверхзвуковом потоке  $\lambda > 1$ .

Расчёт выходного сечения:

$$p_2 = p_H = 0,8 \text{ [МПа]}$$

$$\tau_2 = 3,5 \sqrt{\frac{p_2}{p_0}} = 0,37 \quad (2.10)$$

$$\lambda_2 = \sqrt{6 \cdot (1 - \tau_2)} = \sqrt{6 \cdot (1 - 0,37)} = 1,94 \quad (2.11)$$

$$q_2 = 1,577 \cdot 1,94 \cdot 0,37^{2,5} = 0,253$$

$$S_2 = \frac{S_*}{q_2} = \frac{0,00478}{0,253} = 0,0188 \text{ [м}^2\text{]} \quad (2.12)$$

$$d_2 = 2 \sqrt{\frac{S_2}{\pi}} = 2 \sqrt{\frac{0,0188}{\pi}} = 0,155 \quad (2.13)$$

$$l_2 = \frac{0,155 - 0,078}{3 \cdot \operatorname{tg} \frac{11^\circ}{2}} = 0,267 \text{ [м]}.$$

Также определим основные характеристики течения во входном, выходном и критическом поперечных сечениях сопла.

Найдем ускорение в критическом сечении:

$$a_* = 18,30 \sqrt{T_0} = 18,30 \sqrt{1120} = 612,4 \text{ [м/с]} \quad (2.14)$$

Далее рассчитаем термодинамические параметры для входного сечения:

$$S_1 = \frac{\pi \cdot d_1^2}{4} = \frac{\pi \cdot 0,150^2}{4} = 0,018 \text{ [м}^2\text{]} \quad (2.15)$$

$$q_1 = \frac{S_*}{S_1} = \frac{0,00478}{0,018} = 0,265 \quad (2.16)$$

Для  $q_1 = 0,267$  находим:

$$\lambda_1 = 0,16 + (0,18 - 0,16) \frac{0,267 - 0,25}{0,28 - 0,25} = 0,102$$

$$\bar{q} = 1 - \frac{\lambda_1^2}{6} = 1 - \frac{0,102}{6} = 0,998 \quad (2.17)$$

$$T_1 = \bar{q} \cdot T_0 = 0,998 \cdot 1120 = 1117 [K] \quad (2.18)$$

$$V_1 = \lambda_1 \cdot a_* = 0,102 \cdot 612,4 = 624 [м/с] \quad (2.19)$$

$$a_1 = 20,05 \sqrt{T_1} = 20,05 \sqrt{1117} = 670 [м^2/с] \quad (2.20)$$

Определим характеристики для выходного сечения:

$$q_2 = 1,577 \cdot \lambda_2 \cdot \tau_2^{2,5} = 0,253 \quad (2.21)$$

$$S_2 = \frac{S_*}{q_2} = 0,0188 [м^2] \quad (2.22)$$

$$T_2 = \tau_2 \cdot T_0 = 414,4 [K] \quad (2.23)$$

$$V_2 = \lambda_2 \cdot a_* = 1190 [м/с] \quad (2.24)$$

$$a_2 = 20,05 \sqrt{T_2} = 408,2 [м^2/с] \quad (2.25)$$

Из всех рассчитанных значений создадим 3D деталь и произведём на неё определённые нагрузки, с помощью программы SOLIDWORKS.

Таблица 2.1 – Рассчитанные характеристики

ПАРАМЕТРЫ	ДОЗВУКОВОЕ СЕЧЕНИЕ	СВЕРХЗВУКОВОЕ СЕЧЕНИЕ
D, м	0,150	0,155
L, м	0,156	0,267
T, К	1117	414,4
V, м/с	624	1190
A, м <sup>2</sup> /с	670	408



Рисунок 2.3 – Сопло Лавала

Для проведения испытания нам потребуются основные значения скорость, температура и ускорение. Проведя исследование (см. рис. 2.4) то можно проследить, как изменяется давление.

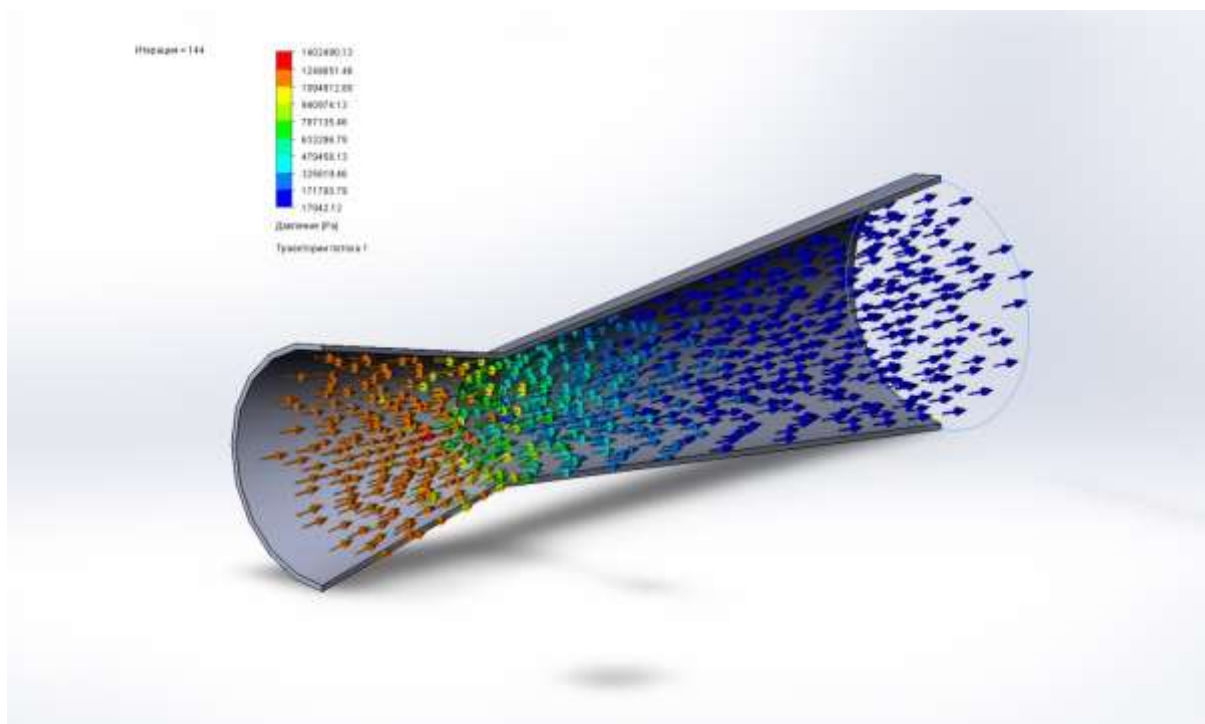


Рисунок 2.4 – Проведенное исследование

## 2.2 Расчёт камеры сгорания

Основное назначение КС – преобразование химической энергии топлива (керосина) в тепловую. В результате чего температура воздуха в камере сгорания возрастает от значения температуры, за компрессором, до температуры на входе в турбину. Сгорание топлива происходит в жаровой трубе, которая является основным элементом камеры сгорания.

Исходными данными для расчёта являются основные параметры рабочего тела: расход, температура и давление воздуха за компрессором, коэффициент избытка топливовоздушной смеси, температура и давление газа на выходе из камеры сгорания, заданная при проектировании полнота сгорания топлива. Также известные из расчёта основных размеров турбокомпрессора площади кольцевых каналов на выходе из выпрямляющего аппарата компрессора и на входе в сопловой аппарат турбины, т. е. размеры на входе и выходе камеры сгорания.

Воздух из-за компрессора подводится к жаровой трубе через предкамерный диффузор и кольцевые каналы, образованные наружным и

внутренними корпусами камеры сгорания и стенками жаровой трубы. Подвод воздуха в жаровую трубу осуществляется через фронтальное устройство, где обычно расположены форсунки для впрыска топлива, и воздухоподводящие отверстия в боковых стенках. Размеры жаровой трубы, распределение топлива и воздуха по её объёму, геометрия диффузора, кольцевых каналов и площадь воздухоподводящих отверстий определяют совершенство её характеристик.

Геометрические размеры камеры сгорания определяют, как правило, для такого режима работы ТРД, на котором он эксплуатируется основную часть времени, при этом требуется обеспечить наибольшее значение коэффициента полноты сгорания топлива. Значения, определяемые в процессе проекторочного расчёта, приведены на схеме рис.6.

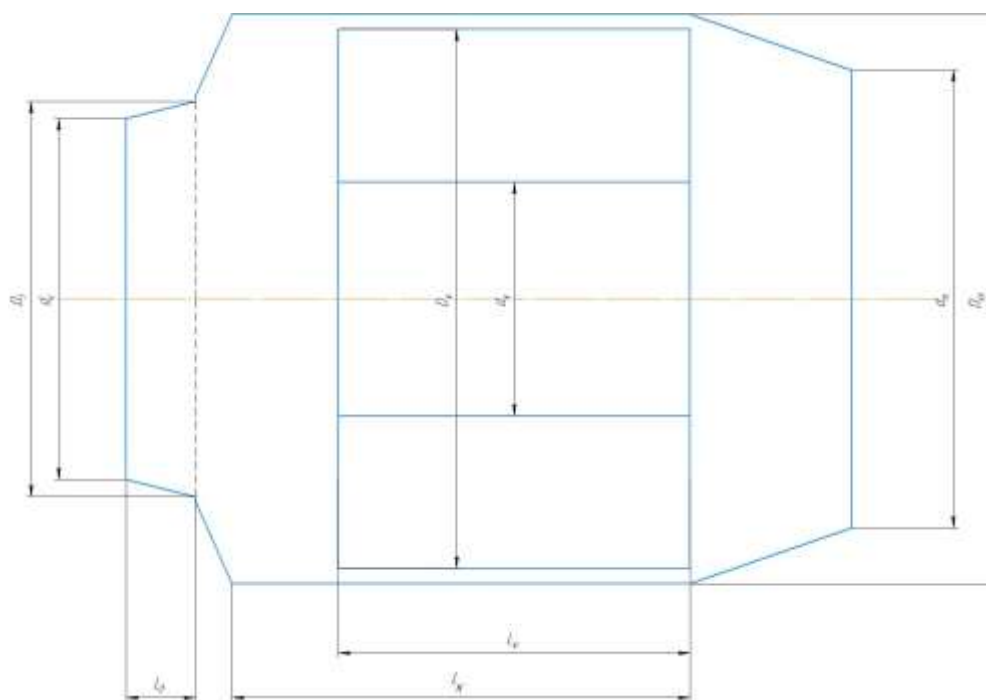


Рисунок 2.5 – Геометрические параметры камеры сгорания

Исходные данные на расчётном режиме:

- расход в камеру сгорания  $G_k = 25$  [кг/с];
- давление за компрессором  $p_k = 25$  [МПа];
- температура воздуха за компрессором  $T_k = 900$  [К];



- температура газа перед турбиной  $T_{тур} = 1117$  [K];
- приведённая скорость воздуха на входе в камеру сгорания  $\lambda_k = 0,288$ ;
- расход воздуха на охлаждение турбины  $G_{охл} = 0$ ;
- коэффициент избытка воздуха  $\alpha_k = 3,2$ ;
- коэффициент полноты сгорания топлива  $\eta_T = 0,98$ .

Геометрические размеры турбокомпрессора:

- средний диаметр сечения на выходе из компрессора  $d_k = 0,192$  [м];
- высота канала на выходе из компрессора  $h_k = 0,03$  [м];
- средний диаметр сечения на входе перед турбиной  $d_T = 0,234$  [м];
- высота канала на входе в турбину  $h_T = 0,03$  [м].

Для нахождения относительной высоты жаровой трубы, определим приведённую относительную скорость из выражения:

$$q(\lambda_k) = \frac{G_k \sqrt{T_k}}{\pi d_k h_k p_k} \quad (2.26)$$

$$q(\lambda_k) = \frac{648,63}{304,4} = 2,1.$$

Рассчитываем относительную высоту жаровой трубы:

$$\frac{H}{h_k} = \sqrt{\frac{19,8 \cdot 10^4 (1 - \bar{G}_{охл}) \lambda_k}{p_k^{0,25} T_k^{\frac{3}{2}} \left(1 + \frac{d_T}{d_k}\right) h_k \sqrt{1 - \eta_T} \frac{L_{ж}}{H}}} \quad (2.27)$$

$$\frac{H}{h_k} = \sqrt{\frac{41,58 \cdot 10^4}{1409,7 \cdot 10^5}} = 5,4.$$

Длина безотрывной части диффузора:

$$L_D = \left(\frac{L_D}{h_k}\right) h_k, \quad (2.28)$$

рекомендуется взять значение  $\frac{L_d}{h_k} = 3$

$$L_d = 3 \cdot 0,03 = 0,09$$

Расстояние от плоскости внезапного расширения диффузора до торца топливной форсунки:

$$\Delta = \left( \frac{\Delta}{h_k} \right) h_k, \quad (2.29)$$

$$\text{при } \frac{\Delta}{h_k} = 1,6$$

$$\Delta = 1,6 \cdot 0,03 = 0,048.$$

Длина жаровой трубы:

$$L_{ж} = \left( \frac{L_{ж}}{H} \right) \left( \frac{H}{h_k} \right) h_k = 2,3 \cdot 5,4 \cdot 0,03 = 0,372 \quad (2.30)$$

Длина камеры сгорания:

$$L_k = L_d + \Delta + L_{ж} = 0,09 + 0,048 + 0,372 = 0,510 \quad (2.31)$$

Средний диаметр жаровой трубы:

$$d_p = d_k + (d_T - d_k) \frac{l_p}{L_{ж}} \quad (2.32)$$

$$d_p = 0,192 + (0,234 - 0,192) \frac{0,097}{0,372} = 0,201.$$

Диаметр внешней обечайки жаровой трубы:

$$D_{ж} = d_p + H, \quad (2.33)$$

при  $H = 0,097$

$$D_{\text{ж}} = 0,201 + 0,162 = 0,363.$$

Диаметр внутренней обечайки жаровой трубы:

$$d_{\text{ж}} = \frac{D_{\text{ж}}}{2} = 182,5 \quad (2.34)$$

Площадь кольцевого канала:

$$F_{\text{КК}} = \left( \frac{F_{\text{ККК}}}{F_{\text{К}}} \right) \cdot \pi d_{\text{К}} h_{\text{К}}, \quad (2.35)$$

$$\text{при } \frac{F_{\text{ККК}}}{F_{\text{К}}} = 1,5$$

$$F_{\text{КК}} = 1,5 \cdot \pi \cdot 0,192 \cdot 0,03 = 0,0452.$$

Площадь наружного кольцевого канала:

$$F_{\text{ККН}} = \frac{D_{\text{ж}}}{d_{\text{ж}} + D_{\text{ж}}} \cdot F_{\text{КК}} = \frac{0,363}{0,182 + 0,363} \cdot 0,0452 = 0,032 \quad (2.36)$$

Диаметр проточной части КС:

$$D_{\text{ККН}} = \sqrt{D_{\text{ж}}^2 + \frac{3F_{\text{ККН}}}{\pi}} = \sqrt{0,363^2 + \frac{3 \cdot 0,018}{\pi}} = 0,386 \quad (2.37)$$

Расчёт проточной части диффузора

Степень расширения диффузора на безотрывном участке:

$$n_g = 1 + 0,32 \sqrt{\frac{L_g}{h_{\text{К}}}} + 0,005 \frac{L_g}{h_{\text{К}}} \quad (2.38)$$

$$n_g = 1 + 0,32 \sqrt{\frac{0,09}{0,03}} + 0,005 \frac{0,09}{0,03} = 1,52.$$

Площадь на выходе из безотрывного участка диффузора:

$$F_1 = n_g \pi d_k h_k = 0,046 \quad (2.39)$$

Средний диаметр на выходе из безотрывного участка диффузора:

$$d_g = d_k + 2L_g \operatorname{tg} \alpha_g, \quad (2.40)$$

где  $\alpha_g = \pm 5^\circ$  принято  $\alpha_g = 0$

следовательно,  $d_g = d_k = 0,192$ .

Высота сечения на выходе из диффузора:

$$h_1 = \frac{F_1}{\pi d_g} = \frac{0,046}{\pi \cdot 0,192} = 0,076 \quad (2.41)$$

Наружный диаметр выходного сечения диффузора

$$D_1 = d_g + h_1 = 0,192 + 0,076 = 0,268 \quad (2.42)$$

Площадь сечения внезапного расширения диффузора

$$F_2 = K_p \cdot F_1, \quad (2.43)$$

где  $K_p = 1,15 \dots 1,25$  принято  $K_p = 1,2$

$$F_2 = 1,2 \cdot 0,046 = 0,0552.$$

Высота сечения внезапного расширения диффузора

$$h_2 = \frac{F_2}{\pi d_g} = \frac{0,0552}{\pi \cdot 0,192} = 0,092 \quad (2.44)$$

Наружный диаметр внезапного расширения диффузора

$$D_2 = d_g + h_2 = 0,192 + 0,092 = 0,284 \quad (2.45)$$

Суммарная площадь отверстий в стенках жаровой трубы

$$\sum F_0 = \frac{G_K (1 - \bar{G}_{OxII}) RT_K^*}{P_K^* W_C} = \frac{25 \cdot 8,31 \cdot 900}{25 \cdot 10^5 \cdot 100} = 0,0055 \quad (2.46)$$

Площадь отверстий во фронтном устройстве

$$F_{\text{фр}} = 0,2 \cdot 0,0055 = 0,0011 \quad (2.47)$$

Площадь отверстий в зоне горения

$$F_{\text{з.г.}} = \frac{\alpha_{\text{з.г.}}}{\alpha_K} \sum F_0, \quad (2.48)$$

где  $\alpha_{\text{з.г.}} = 1,6 \dots 1,8$  - коэффициент избытка воздуха в конце горения;

$$\alpha_K = 3,2.$$

$$F_{\text{з.г.}} = \frac{1,6}{3,2} \cdot 0,0055 = 0,00275.$$

Площадь основных отверстий зоны горения

$$F_{\text{о.з.г.}} = F_{\text{з.г.}} - F_{\text{фр}} = 0,00275 - 0,0011 = 0,00165 \quad (2.49)$$

Число основных отверстий зоны горения

$$n_{o.з.г.} = 2n_{\phi}z, \quad (2.50)$$

где  $z$  – число рядов отверстий,  $z=1$

$$n_{o.з.г.} = 2 \cdot 12 \cdot 1 = 24.$$

Диаметр основных отверстий в зоне горения

$$d_{o.з.г.} = \sqrt{\frac{2F_{o.з.г.}}{\pi n_{o.з.г.}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 0,00165}{\pi \cdot 24}} = 0,0066 \quad (2.51)$$

Площадь отверстий, системы охлаждения стенок жаровой трубы

$$F_{охл} = 0,2 \sum F_0 = 0,2 \cdot 0,0055 = 0,0011 \quad (2.52)$$

Площадь основных отверстий зоны смешения

$$F_{з.с.} = \sum F_0 - F_{з.г.} - F_{охл} \quad (2.53)$$

$$F_{з.с.} = 0,0055 - 0,00275 - 0,0011 = 0,00165.$$

Диаметр основных отверстий в зоне смешения

$$d_{o.з.с.} = \sqrt{\frac{2F_{з.с.}}{\pi n_{з.с.}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 0,00165}{\pi \cdot 24}} = 0,0066 \quad (2.54)$$

Благодаря всем найденным параметрам построим ЖТ (рис.2.6) и проточную часть камеры сгорания (рис.2.7) в 3D проекциях.



Рисунок 2.6 – Жаровая труба



Рисунок 2.7 – Проточная часть камеры сгорания

### 2.3 Определение основных характеристик двигателя

Тяга двигателя – это сила, которая возникает посредством сил давления и трения, приложенных к поверхностям двигателя. Так как все газодинамические процессы происходят без внешнего сопротивления, потребуется использовать формулу для нахождения внутренней тяги.

$$P = G_T C_c + F_c (p_c - p_H) \quad (2.55)$$

$$P = 25 \cdot 1190 + 0,0327(0,8 - 0,8) = 29750 \text{ Н} = 30 \text{ [кН]}.$$

Удельный импульс основная характеристика двигателя, которая показывает его эффективность отношения количества создаваемых движений к расходу топлива. Если импульс большой, следовательно, малое количества топлива нам потребуется. Удельный импульс на теории может быть равен

потоку истечению газов, но исследования показывали, что отличия имеются. Поэтому эффективная скорость истечения продуктов сгорания может называться удельным импульсом. Формула приближённого расчёта удельного импульса (скорости истечения) для реактивных двигателей на химическом топливе выглядит так:

$$J_{y\partial} = J_{y\partial}^{\infty} - \frac{1}{J_{y\partial}^P} \cdot R_{cm} \cdot T_K \cdot \varepsilon^{\frac{k-1}{k}} \cdot \left( \frac{0,1}{P_a} \right) \quad (2.56)$$

$$l_{y\partial} = 3070,007 - \frac{1}{3003,435} \cdot 344 \cdot 1068,13 \cdot 0,006^{0,119} \cdot \left( \frac{0,1}{0,015} \right) = 2626,193 \text{ [м/с]}.$$

Теоретически удельный импульс равен скорости истечения продуктов сгорания, фактически может от неё отличаться. Поэтому удельный импульс называют также эффективной (или эквивалентной) скоростью истечения продуктов сгорания.

## 2.4 Расчёт турбинной системы

Прежде чем приступать к определению размеров ступени, следует выбрать для неё основные конструктивные параметры и соотношения.

Конструктивными можно считать такие параметры и соотношения, которые или остаются постоянными, или очень мало изменяются с изменением режима работы турбины из множества таких параметров предварительному выбору подлежат лишь те из них, которые оказывают влияние на величину и форму скоростных треугольников, функционально связаны с отдельными элементами последних, и которые можно поэтому вводить в качестве независимых переменных в основные турбинные уравнения.

Выбрав конструктивные параметры турбинной ступени и расчетный режим её работы, определяем величину эффективного КПД на этом режиме.

Величина удельной эффективной работы на валу турбины:



$$H_m = \frac{75N_m}{G_\Gamma}, \quad (2.57)$$

где  $G_\Gamma = G_B + G_T + G_{0.B}$ .

$$H_m = \frac{75 \cdot 1800}{25} = 5400 \text{ [кгм/кг]}.$$

Критическая скорость газа на входе в рабочее колесо:

$$V_{1кр} = \sqrt{2g \frac{k}{k+1} RT_0^*}, \quad (2.58)$$

где  $k=1,33$  и  $R=29,4$

$$V_{1кр} = \sqrt{19,6 \cdot 0,58 \cdot 29,4 \cdot 1117} = 611 \text{ [м/с]}.$$

Скорость истечения при адиабатическом расширении газа:

$$c_0 = 38,4 \sqrt{\frac{N_m}{G_\Gamma \eta_\Gamma}} = 38,4 \sqrt{\frac{1800}{25 \cdot 0,3}} = 594,9 \text{ [м/с]} \quad (2.59)$$

Газодинамический коэффициент адиабатической скорости в ступени:

$$\lambda_0 = \frac{c_0}{a_{1кр}} = \frac{594,9}{611} = 0,9 \quad (2.60)$$

Статическое давление газа на входе в рабочее колесо:

$$p_1 = \frac{p_0^*}{\varepsilon_c} = \frac{25}{1,56} = 16,02 \text{ [кг/см}^2\text{]} \quad (2.61)$$

Удельный вес газа на входе в рабочее колесо:

$$\gamma_1 = \frac{p_1 10^4}{RT_1} = \frac{16,02 \cdot 10^4}{29,4 \cdot 1117} = 4,8 \text{ [кг/м}^2\text{]} \quad (2.62)$$

Площадь кольцевого сечения проточной части входа в рабочее колесо:

$$F_1 = \frac{G_r}{\gamma_1 c_1} = \frac{25}{4,8 \cdot 170} = 0,0306 \text{ м}^2 \quad (2.63)$$

Величина входного диаметра рабочего колеса:

$$D_1 = \frac{60 u_1}{\pi n} = \frac{60 \cdot 468}{3,14 \cdot 100000} = \frac{28080}{314000} = 90 \text{ мм} \quad (2.64)$$

Выполнив расчёт турбинной системы, можно построить модель детали ДУ в САПР Solidworks и проверить, как поток воздуха будет проходить в камере сгорания.



Рисунок 2.8 – Турбинная система

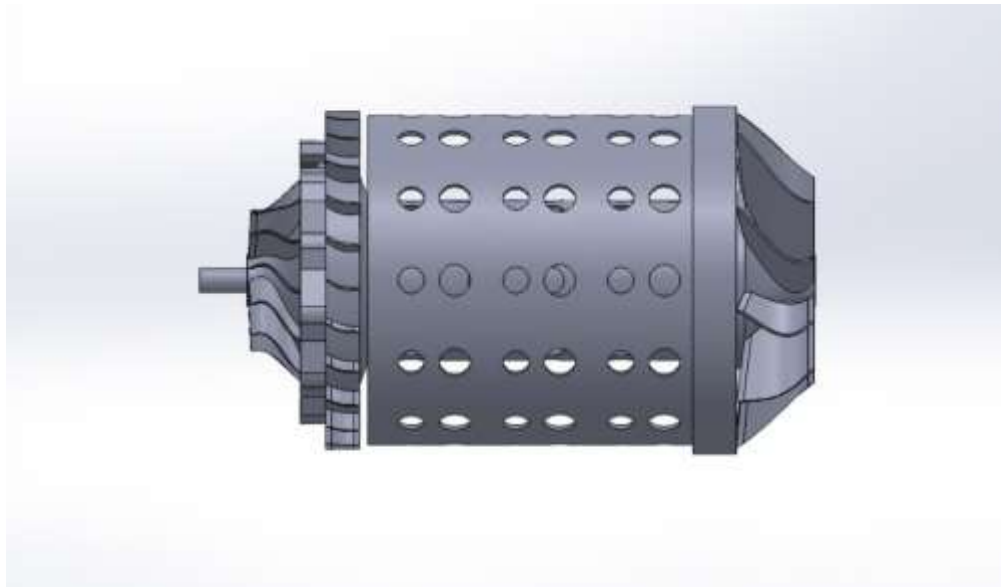


Рисунок 2.9 – Компрессор с жаровой трубой



Рисунок 2.10 – Двигательная установка

## 2.5 Расчет массы двигательной установки

Масса двигательной установки зависит от значений режимных параметров:  $P_k$ ,  $P_a$ ,  $K_m$ ,  $P_{vxi}$  и др.

Масса двигательной установки может составлять 0,2 - 0,45 конечной массы  $i$ -й ступени ракеты. Она равна сумме масс отдельных агрегатов и узлов ДУ. Массы этих агрегатов выражают в виде функций режимных параметров двигателя.

Исходные данные:

Тяга двигательной установки  $P_{dy} = 30$  [к Н];

Расход топлива двигательной установки  $\dot{m}_{dy} = 25$  [кг/с];

Число камер сгорания  $Z_k = 1$ ;

Давление в камере сгорания  $P_k = 25$  [МПа];

Давление на срезе сопла  $P_a = 0,8$  [МПа];

Диаметр критического сечения  $D_{kp} = 0,268$  [м];

Площадь критического сечения  $F_{kp} = 0,032$  [м<sup>2</sup>];

Диаметр критического сечения сопла  $D_{kp.c.} = 0,078$  [м];

Диаметр камеры сгорания  $D_k = 0,386$  [м];

Площадь поперечного сечения КС  $F_k = 0,032$  [м<sup>2</sup>];

Диаметр среза сопла  $D_a = 0,155$  [м].

Найдем удельную массу камеры сгорания

$$\gamma_k = 3,03 \cdot \frac{p_k \cdot 10^{-6}}{\sqrt{d_{kp}}} - 17 \quad (2.65)$$

$$\gamma_k = 3,03 \cdot \frac{25 \cdot 10^6 \cdot 10^{-6}}{\sqrt{0,268}} - 17 = 129,52.$$

Определим удельную массу сопла

$$\gamma_c = 5,894 \cdot 10^{-2} \cdot \left( \frac{P_a}{\sqrt{\varepsilon \cdot d_{kp}}} \right)^{0,475} - 23,58 \quad (2.66)$$

$$\gamma_c = 5,894 \cdot 10^{-2} \cdot \left( \frac{0,8 \cdot 10^6}{\sqrt{0,044 \cdot 0,078}} \right)^{0,475} - 23,58 = 122,96.$$

Относительная боковая поверхность цилиндрической части камеры сгорания

$$S_u = 1,97 \cdot L_{прив} \cdot \sqrt{\frac{p_k \cdot \dot{m}F}{\dot{m}_i}} - \frac{2}{\sqrt{\beta \cdot \dot{m}F}} + \sqrt{\beta \cdot \dot{m}F} + 1, \quad (2.67)$$

где  $L_{прив}$  – приведенная длина двигателя;

$\dot{m}F$  – относительная расходонапряженность камеры сгорания

$$\dot{m}F = \frac{\dot{m}_m}{p_k \cdot F_k} = 0,000032 \text{ [с/м]} \quad (2.68)$$

Полученное значение соответствует данным статистики.

Расходный комплекс

$$\beta = \frac{p_k \cdot F_k}{\dot{m}_m} = 32000 \text{ [м/с]} \quad (2.69)$$

По данным статистики расходный комплекс находится в диапазоне  $\beta=17000\dots35000$  м/с. Полученный результат удовлетворяет данному условию.

$$S_u = 3,544 \cdot 933 \cdot \sqrt{\frac{25 \cdot 10^6 \cdot 0,000032}{25}} - \frac{2}{\sqrt{32000 \cdot 0,000032}} + \sqrt{32000 \cdot 0,000032} + 1 = 31,6$$

Относительная боковая поверхность сужающейся части сопла:

$$S_{cc} = \frac{2}{\beta \cdot \dot{m}F} + \frac{0,818}{\sqrt{\beta \cdot \dot{m}F}} - 0,978 \quad (2.70)$$

$$S_{cc} = \frac{2}{32000 \cdot 0,000032} + \frac{0,818}{\sqrt{32000 \cdot 0,000032}} - 0,978 = 20,2.$$

Относительная боковая поверхность расширяющейся части сопла

$$S_c = S_0 \left( 1 - \left( 1,415 - \frac{0,277}{\sqrt{\bar{R}_a}} \right) \cdot f(Z) \right) \quad (2.71)$$

$$S_0 = (32 - 10k)(\bar{R}_a - 1) + (2,1 + 1,6k^4) \cdot \sqrt[4]{\bar{R}_a - 1} \quad (2.72)$$

$$\bar{R}_a = \frac{R_a}{R_{kp}} = 5,145 \quad (2.73)$$

$$\begin{aligned} S_0 &= (32 - 10 \cdot 1,13)(5,145 - 1) + (2,1 + 1,6 \cdot 1,13^4) \cdot \sqrt[4]{5,145 - 1} = \\ &= 92,52 \end{aligned}$$

$$Z = 1 - \left( \frac{\sin \beta_a}{0,6 - (0,018k - 0,0175)(\bar{R}_a + 24)} \right)^{\frac{4}{3}} \quad (2.74)$$

$$Z = 1 - \left( \frac{0,1564}{0,6 - (0,018 \cdot 1,13 - 0,0175)(5,145 + 24)} \right)^{\frac{4}{3}} = -0,424$$

$$f(Z) = 1 - \exp(-\sqrt[3]{1 - Z}) = 1 - \exp(-\sqrt[3]{1 + 0,424}) = 0,676 \quad (2.75)$$

Тогда

$$S_c = 92,52 \left( 1 - \left( 1,415 - \frac{0,277}{\sqrt{5,145}} \right) \cdot 0,646 \right) = 11,659$$

Массу двигателя вычислим по формуле

$$m_{kc} = F_{kp} \left( \gamma_k (S_u + S_{cc}) + \gamma_c \cdot S_c + \frac{1,63 \cdot 10^6}{\sqrt{p_k \cdot \dot{m}_m \cdot \beta}} - \frac{8,5}{F_{kp}} \right) \quad (2.76)$$

$$m_{kc} = 0,032(129,52(31,6 + 20,2) + 122,96 \cdot 11,659 + \\ + \frac{1,63 \cdot 10^6}{\sqrt{25 \cdot 10^6 \cdot 25 \cdot 32000}} - \frac{8,5}{0,032}) = 252,07$$

### 3 РАСЧЁТ КРЕПЛЕНИЯ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЯ НА ПРОЧНОСТЬ

В соответствии, с найденными значениями ТРД, было спроектировано и построено крепление для установки двигателя в ракету с помощью программы SolidWorks.

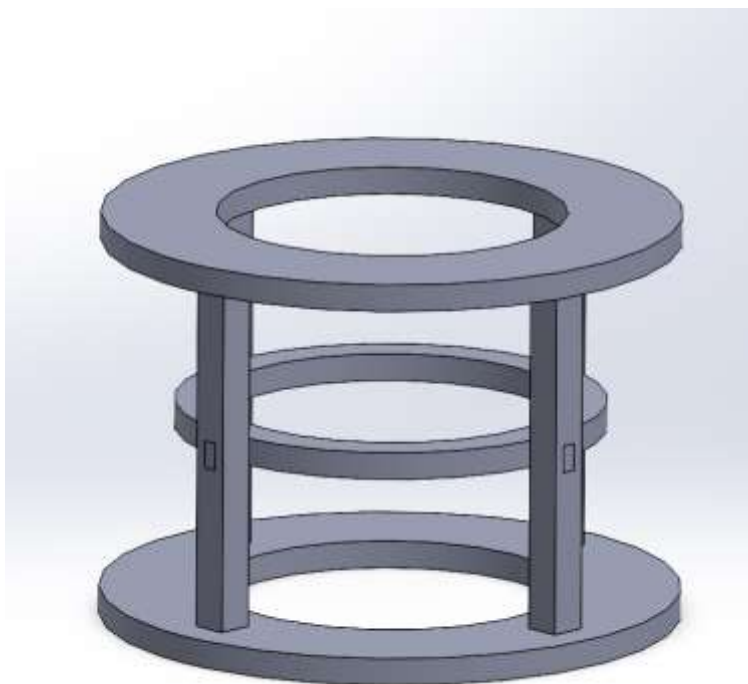


Рисунок 3.1 – Крепление ДУ

Данная конструкция является сварной, в качестве материала была выбрана нержавеющая сталь 07X18H13M2. Выбранная марка стали относится к нержавеющим высоколегированным хромо-никелевым нержавеющим сталям. Антикоррозийные свойства обусловлены большим содержанием хрома в металле. Благодаря марганцу стабилизируется аустенитная структура, а за увеличение технологичности отвечает никель. Титан придает стали прочность и плотность, а кремний усиливает упругость, вязкость и кислотоустойчивость стали. Марганец эффективно повышает износостойкость металла, а также устойчивость к механическим нагрузкам.

Технические характеристики стали 07X18H13M2:



- Предел текучести 220 МПа. С повышением температуры показатель падает;
- Допускаемое напряжение сплава при тесте на разрыв составляет не менее целых 520 МПа. Это сравнительно высокий показатель среди всех нержавеющей сталей с подобным хим. составом;
- Плотность – 7880 кг/м<sup>3</sup>. Это ощутимо выше, нежели у аналогичных сплавов;
- Твердость по Роквеллу (HRB) насчитывается в пределах 85 единиц (максимально допустимо 100).

Для расчёта прочности введем новое исследование в САПР SolidWorks, применим для крепления выбранный материал, также отмечаем грани, где конструкция будет закреплена.

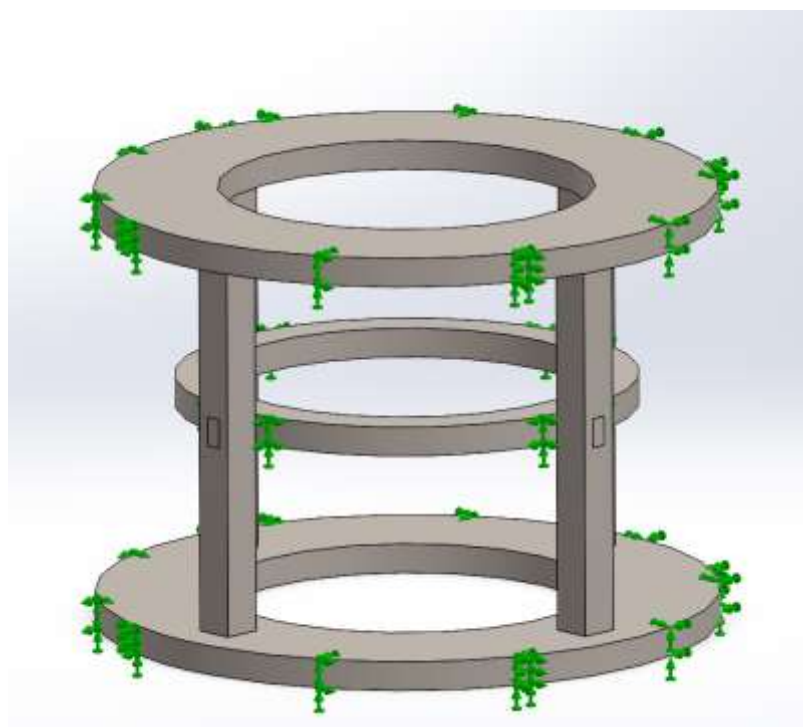


Рисунок 3.2 – Зафиксированная геометрия

Прикладываем все найденные нагрузки: сила тяжести(рис.3.3); сила тяги (рис.3.4).

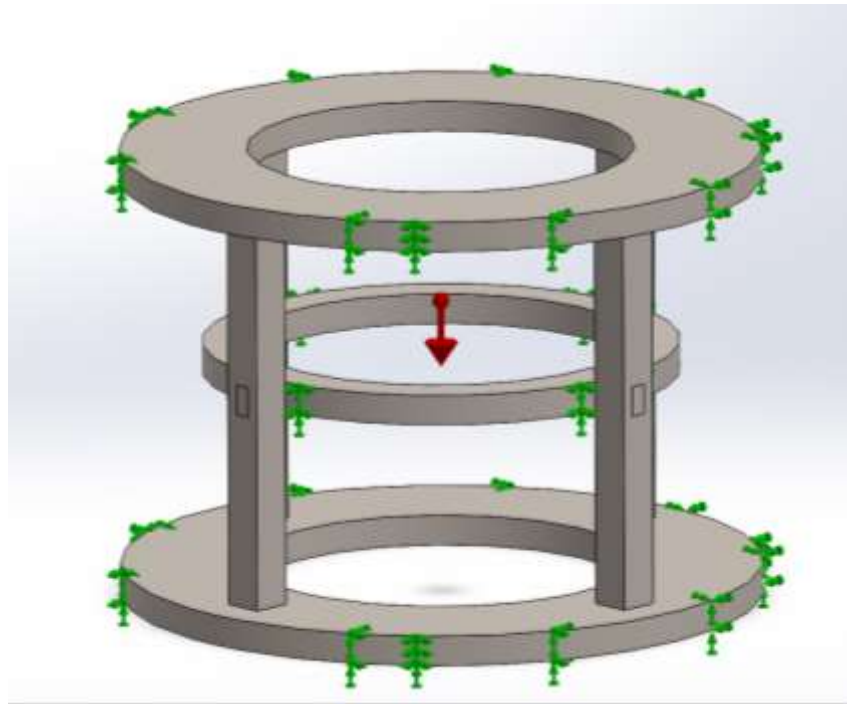


Рисунок 3.3 – Сила тяжести, действующая на конструкцию

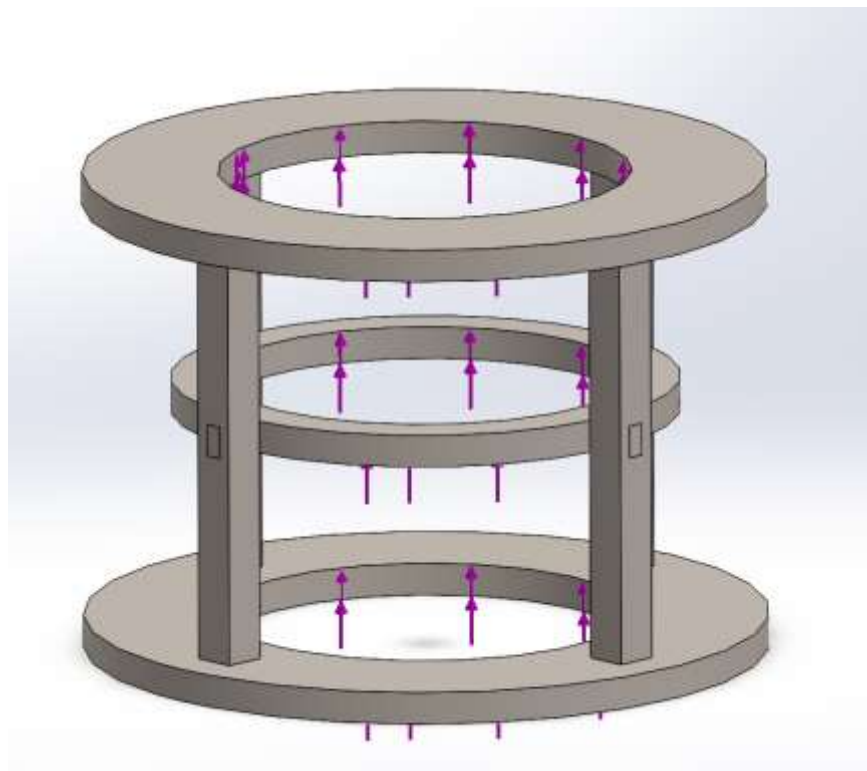


Рисунок 3.4 – Сила тяги двигателя

Строим сетку высокой плотности (рис.3.5)

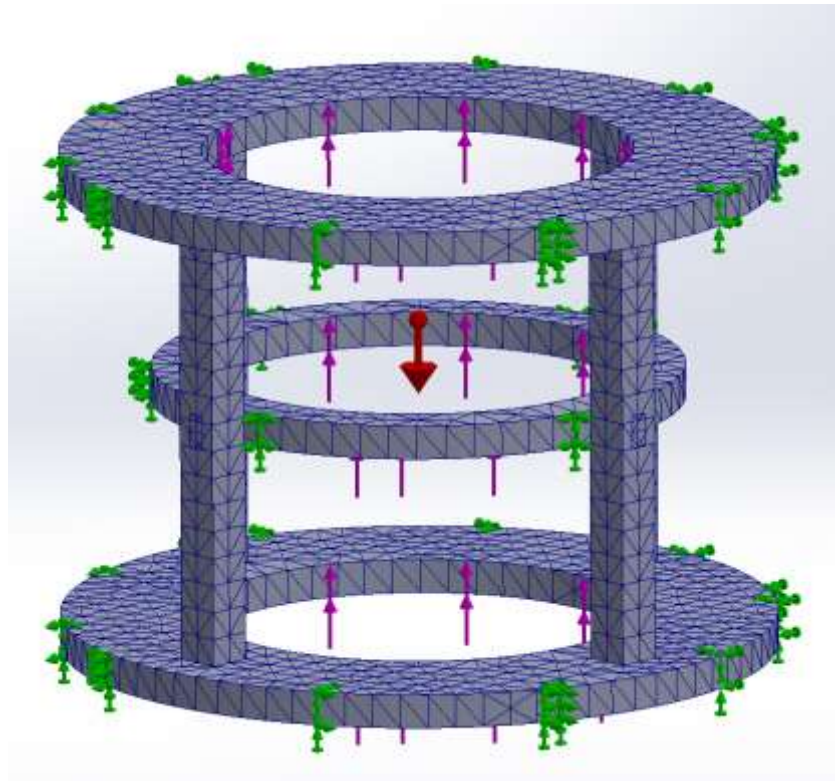


Рисунок 3.5 – Сетка высокой плотности

Получаем результат (рис.3.6), который даёт возможность увидеть, что предел прочности приемлем, и необходимая марка стали выдерживает усилия, которые создает двигатель.

Распределение запаса прочности: Мин. коэффициент запаса прочности = 5,6

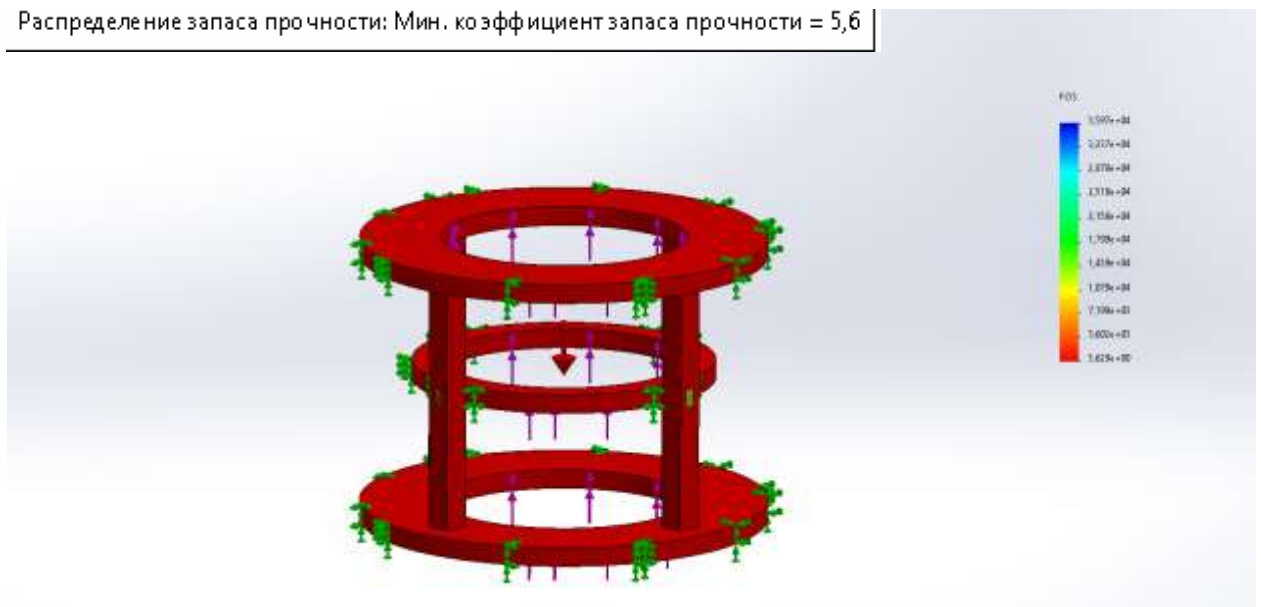


Рисунок 3.6 – Исследование запаса прочности

## 4 ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ И РАБОТЫ ДУ

### 4.1 Описание запуска двигателя

Стартер служит для раскрутки турбины компрессора и продолжает работать до числа оборотов равных 90000 об/мин. Дальнейшая прокрутка турбины происходит посредством подачи топлива. С большим количеством топлива система набирает больше оборотов.

Запуск двигателя можно разделить на три этапа (рис 4.1).

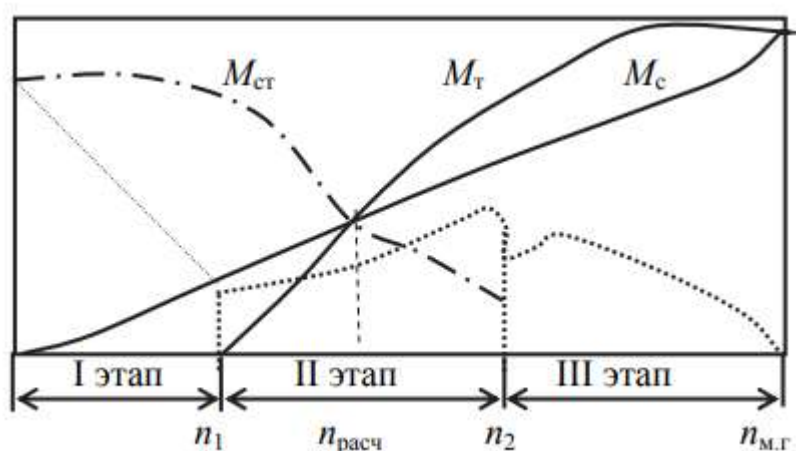


Рисунок 4.1 – Этапы запуска двигателя

I этап – запуск компрессора двигателя происходит за счёт раскрутки стартера до чисел 90000 об/мин. Температура и давление газов, поступающих через компрессор, равны значениям окружающей среды.

Момент ускорения ротора двигателя  $M_{yI}$  на I этапе:

$$M_{yI} = M_{ст} - M_c, \quad (4.1)$$

где  $M_{ст}$  – момент ускорения, который развивает стартер;

$M_c$  – момент сопротивления, при вращении.

II этап – происходит совместная прокрутка стартера и турбины.

Момент ускорения ротора двигателя  $M_{yII}$  равен:

$$M_{yII} = M_{ст} + M_{T\text{т}} - M_c, \quad (4.2)$$

где  $M_{T\text{т}}$  - момент вращения турбиной установки.

III этап – компрессор двигателя прокручивается турбиной с выключенным стартером. За счет подачи и возгорания топлива, возрастает давление и температура газов при сильных оборотах.

В этом случае момент ускорения ротора компрессора:

$$M_{yIII} = M_{T\text{т}} - M_c \quad (4.3)$$

При достижении чисел оборотов малого газа  $n_{м.г}$  момент ускорения ротора двигателя при  $n = n_{м.г}$  будет равен нулю  $M_{yIII} = 0$ , а момент вращения турбины  $M_{T\text{т}} = M_c$ .

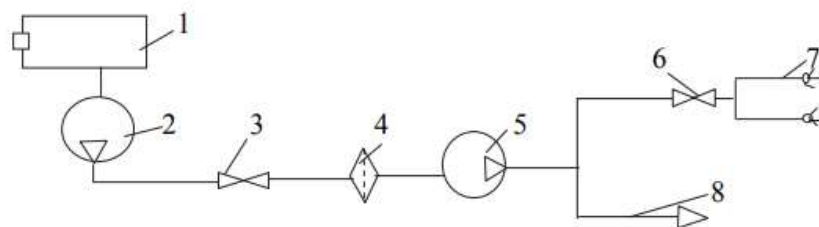


Рисунок 4.2 – Схема пусковой топливной магистрали:

- 1 – бак; 2 – пусковой насос ПН-1; 3 – кран; 4 - фильтр;
- 5 – пусковой насос ПН-2; 6 – пусковой электромагнитный клапан;
- 7 – пусковые форсунки; 8 – основная топливная магистраль.

## 4.2 Подшипниковый узел

Подшипниковый узел для ТРД необходим, чтобы создавать вращение турбины с компрессором. На рисунке 4.3 более подробно показан вид узла, для рассмотрения его вблизи. Так как скорость оборотов и температура слишком

высокая, должны применяться высокоскоростные и термостойкие подшипники, а также смазка для подобных подшипников. Смазка должна выдерживать рабочие температуры двигателя и обеспечить долговременную работоспособность узла.

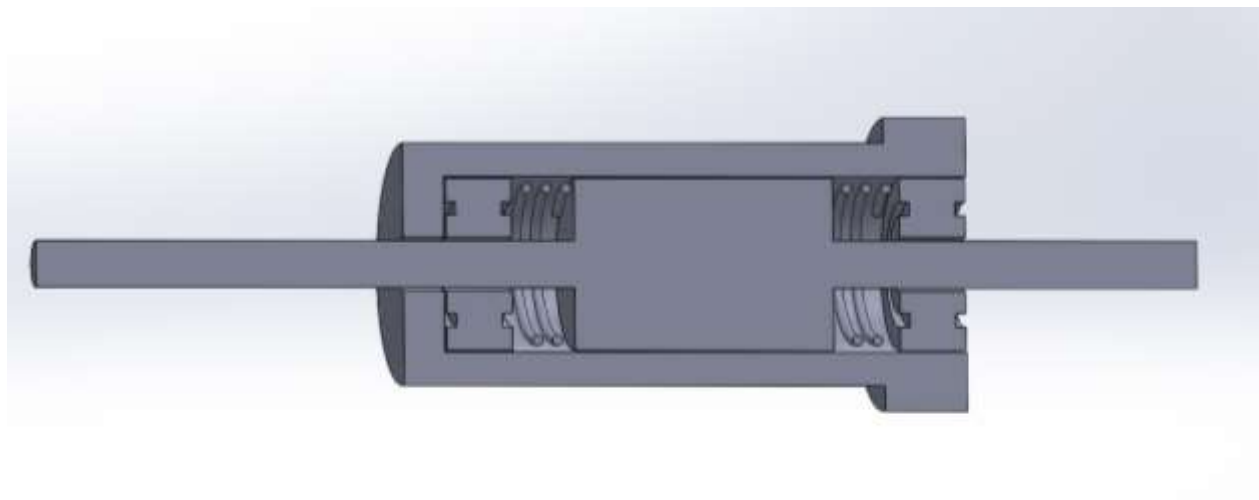


Рисунок 4.3 – Подшипниковый узел

В качестве подшипников были выбраны HCS71900-C-T-P4S, которые удовлетворяют необходимым требованиям для стабильной работы.

Выбор смазки также зависит от требуемых значений, таким образом, была выбрана смазка ПФМС-4С. На основе полифенилметилсилоксановой жидкости загущенной неорганическим загустителем с высоким содержанием графита. Находит применение при сверхвысоких температурах до +300 градусов. Обладает хорошей демпфирующей способностью и малой испаряемостью. Используется в подшипниках скольжения подверженных воздействию высоких температур

Также, для того чтобы конструкция воспринимала внутренние нагрузки к подшипникам устанавливаются пружины. Данные элементы также должны обладать термостойкостью.

### 4.3 Свеча зажигания

СЗ необходима для создания искры с последующим возгорание топлива ТРД. Устройство свечи зажигания представляет собой керамическую трубку с проводником по центру и металлическим электродом сбоку. Правильно подобранная свеча обеспечивает стабильную искру в широком диапазоне температур и рабочем давлении, которая, в свою очередь, будет стабильно и правильно воспламенять топливную смесь. Поэтому в связи высокой рабочей температуры двигателя, была выбрана иридиевая свеча DENSO VK20. Данная модель свечи хоть и дороже всех остальных, но её устойчивость и долговечность работы приемлема в использовании.

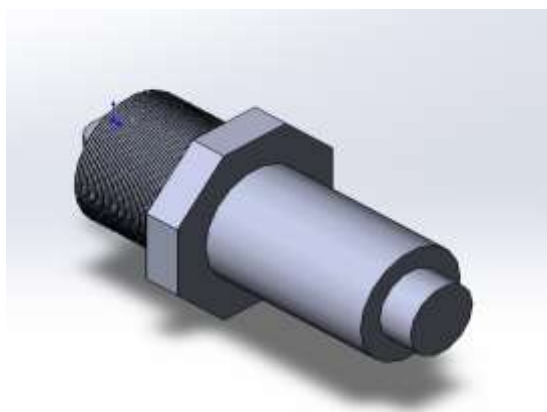


Рисунок 4.4 – Свеча зажигания

Данный элемент ДУ устанавливается с боковой части КС и в отверстие жаровой трубы, для подачи искры.

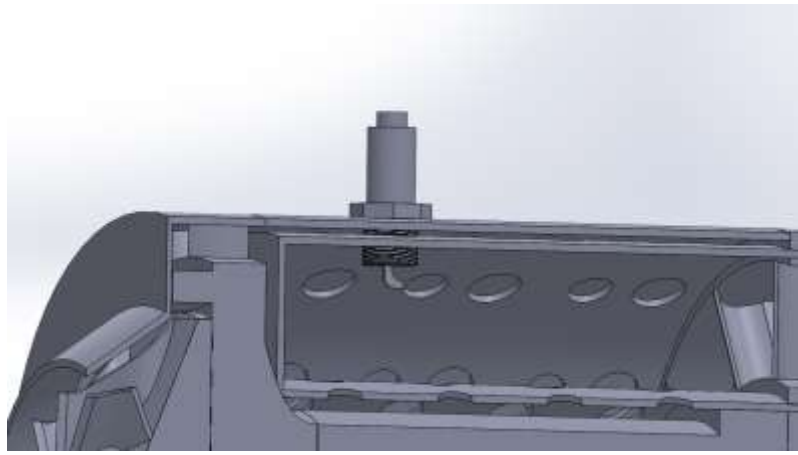


Рисунок 4.5 – Установленная СЗ в корпус

#### 4.4 Форсунки подачи топлива

Для экономичной и устойчивой работы ТРД необходимо соблюдать правильность и качественное распыление компонентов.

Полное и правильное испарение жидкого топлива способствует его эффективному сжиганию в камере сгорания. Поэтому мной были выбраны струйные форсунки, так как они просты в изготовлении, экономичные и имеют высокий коэффициент испарения. Подача и регулировка топлива осуществляется насосом и кранами, которые устанавливаются в магистрали.

Важную роль играет входной фильтр в виде мелкоячеистой сеточки, установленный перед запорным клапаном. Он предохраняет от механических примесей, загрязнений.

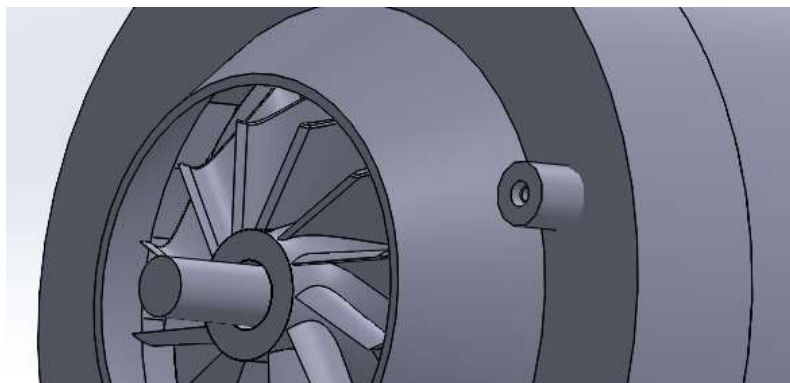


Рисунок 4.6 – Выход трубки под топливо



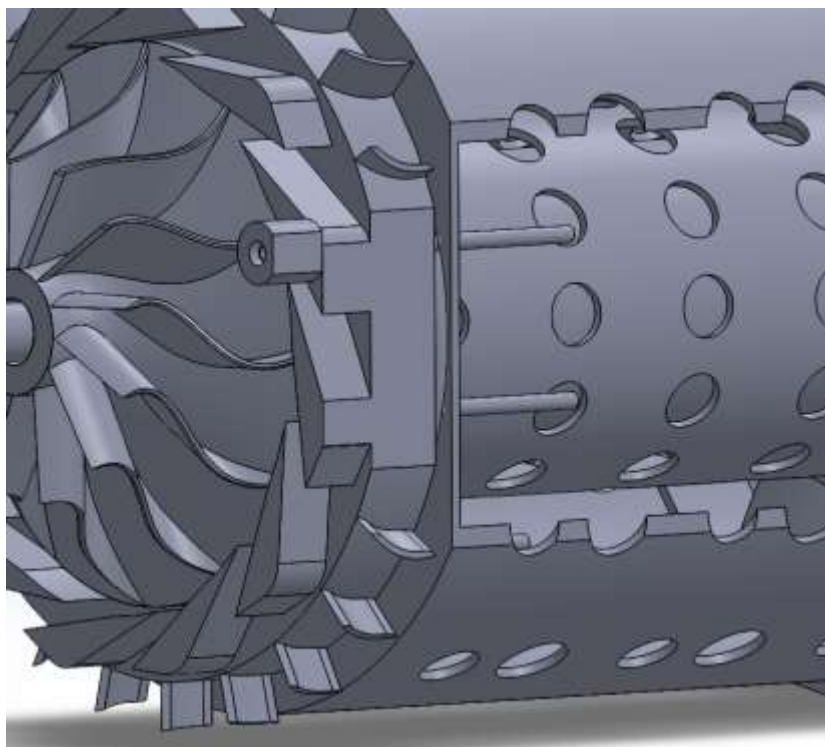


Рисунок 4.7 – Форсунки в сборе с ДУ

#### 4.5 Стартер

Прибор, малых размеров для преобразования электрической энергии в механическую, называется стартером. Он представляет из себя небольшой мотор с постоянным током, имеющий механический привод, который задает движение для коленвала, способствующее запуску ТРД.

Принцип работы:

1. При замыкании контакта замком зажигания, ток проходит реле стартера и попадает на обмотку тягового реле;
2. Якорь взаимодействует с бендиксом. Через втягивающее реле внутри мотора бендикс заставляет венец маховика и шестерню сцепиться;
3. При достижении верхней точки, контакты взаимодействуют для передачи напряжения к обмотке стартера;
4. Движение вала провоцирует запуск ТРД. В момент, когда скорости маховика и вала отличаются в положительную сторону, зацепление прекращается и бендикс возвращается в стартовую позицию за счёт пружины;



Рисунок 4.8 – Стартер, установленный на ДУ

#### 4.6 Компоновочная схема и её описание

Компоновочная схема ТРД необходима для подробного рассмотрения всего двигателя и расположения всех составляющих. Также помогает показать все размеры агрегатов и габаритов двигателя. Создание компоновочной схемы является одной из основных действий в разработке проекта. Для составления схемы, в САПР SolidWorks был построен двигатель, относительно найденным размерам, и переведён в чертёж, для указания размеров.

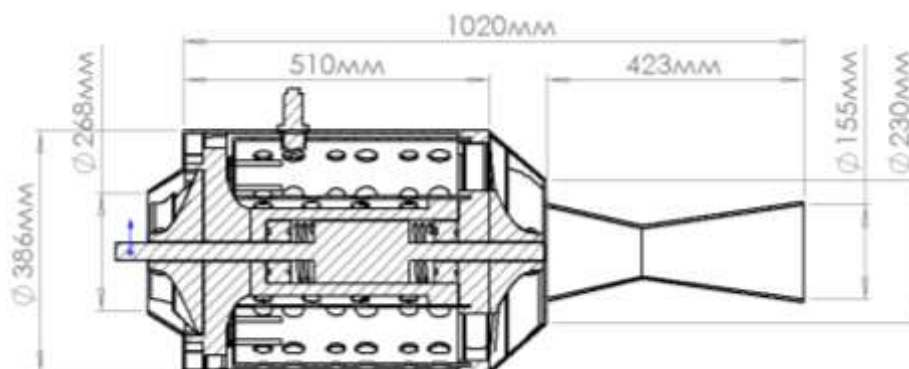


Рисунок 4.9 – Размеры двигателя в сборе

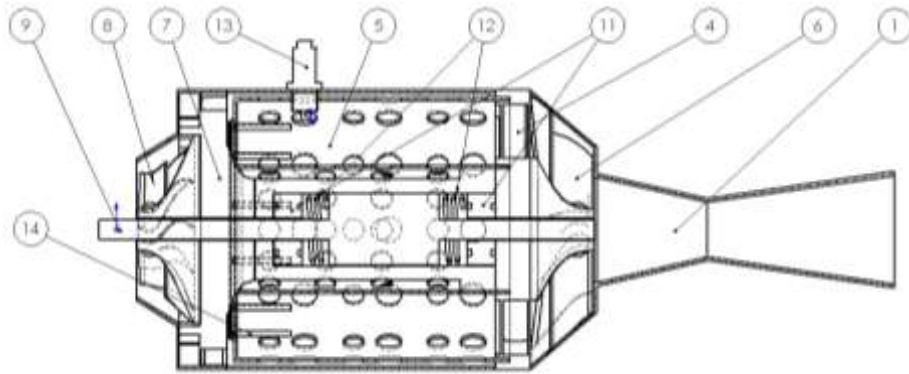


Рисунок 4.10 – Компонировочная схема ТРД, которая включает: 1 – сопло Лавалья; 6 – турбина; 4 – статор турбины; 11 – подшипники; 12 – пружины; 5 – жаровая труба; 13 – свеча зажигания; 7 – распределитель потока; 8 – крыльчатка; 9 – вал; 14 – форсунки подачи топлива.

На вал (9) двигателя устанавливается стартер, который раскручивает турбину (6) до высоких оборотов. Турбина (6) раскручивается благодаря валу (9) и высокоскоростным подшипникам (11). Для амортизации конструкции используются пружины (12). Через форсунки (14) подается горючее, для поджога смеси установлена свеча (13). ЖТ (5) предназначена для смешивания и возгорания топлива. Через статор турбины (4) газы проходят в турбину (6), где после поступают в сопло (1). Турбина (6) служит для регулировки скорости потока газов.

## 5 ТРЕБОВАНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ ОБСЛУЖИВАНИИ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

### 5.1 Эксплуатация турбин и двигателей

При испытании и эксплуатации турбореактивных двигателей должны быть изучены и соблюдены все меры безопасности работником. Так в утвержденном и введенном в действие Приказе Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 5 мая 2011 г. № 63 – ст, прописываются все необходимые требования безопасности ракетно – космической техники. [12]

### 5.2 Пожарная безопасность и соблюдение требований

ГОСТ 12.1.004-91 утверждает общие требования пожарной безопасности. Использование турборакетных двигателей может привести к внезапному возгоранию, при не соблюдении мер безопасности. Главными факторами внезапного возникновения пожара являются:

- пламя и искра;
- повышенная температура окружающей среды;
- токсичные продукты горения и термического разложения;
- дым;
- повышенная концентрация кислорода;
- токсичные вещества, вышедшие из разрушенных аппаратов.

Для исключения пожаров на объекте, должны предотвращаться образования горючей среды и возгорания. Поэтому должны использоваться максимально возможные трудногорючие вещества и материалы, изоляция горючей среды, должна поддерживаться температура и давление среды, использование максимально автоматизированных технологических процессов, а также неискрящие инструменты.

Пожарная безопасность должна обеспечивать предотвращение пожара и противопожарную защиту сотрудников. Так на объекте эксплуатации

двигателя должны иметься системы пожаротушения и средства индивидуальной защиты. Требуемый уровень обеспечения пожарной безопасности людей с помощью указанных должен быть не менее 0,9 предотвращения воздействия опасных факторов. Также на объекте должна иметься объемно – планировочная эвакуация людей, до предельно допустимых значений опасных пожарных факторов. В зданиях и сооружениях необходимо предусмотреть технические средства, имеющие устойчивость при пожаре и огнестойкость. [14]

### **5.3 Меры безопасности при высоких шумах**

При работе турбины возникают высокие шумы, что может привести к оглушению персонала, поэтому в ГОСТ Р 12.4.211-99 указываются меры предотвращения оглушения рабочих. В частности на предприятиях применяются противошумные наушники с электронными приборами для связи с другими работниками и уменьшения нежелательных шумов.

Так как все части наушников соприкасаются с кожей, должны применяться мягкие, неметаллические материалы, которые не будут вызывать раздражений и аллергических реакций. [15]

### **5.4 Электробезопасность двигательной установки**

Проведение испытаний на двигателе может привести к электротравмам и профессиональным заболеваниям, из-за воздействия электрического тока, электрической дуги и электромагнитных полей. В требованиях безопасности должны указываться допустимые токи и напряжения прикосновения в электроустановках в соответствии с предельно допустимыми уровнями воздействия на человека. Электробезопасность должна обеспечиваться:

- конструкцией электроустановок;
- техническими способами и средствами защиты;
- организационными и техническими мероприятиями.

Требования безопасности должны соответствовать нормативным требованиям охраны труда. Для обеспечения защиты от случайного

прикосновения к токопроводящим частям необходимо применять следующие способы и средства:

- защитные оболочки;
- защитные ограждения;
- защитные барьеры;
- изоляция рабочего места;
- защитное отключение;
- средства индивидуальной защиты.

Для обеспечения защиты от поражения термическим действием электрической дуги и тока при работах в закрытых и открытых электроустановках следует применять специальные защитные комплекты, включающие одежду, обувь, средства защиты головы и рук. [13]

## 6 ЗАТРАТЫ НА ПРОИЗВОДСТВО ДВИГАТЕЛЯ

### 6.1 Стоимость разработки инженерного проекта

Для составления сметы на затраты проектирования двигательной установки, необходимо рассчитать все приблизительные и планируемые расходы на производство.

Формула для расчета стоимости проектирования, выглядит следующим образом:

$$C_{\text{п}} = 3П_{\text{ос}} + 3П_{\text{доп}} + ЕСН + А + C_{\text{эл}} + НР, \quad (6.1)$$

где  $C_{\text{п}}$  - стоимость проектирования;

$3П_{\text{ос}}$  - заработная плата проектировщика;

$3П_{\text{доп}}$  - дополнительная заработная плата проектировщика;

ЕСН - единый социальный налог;

А - амортизация помещения и оборудования (ПК);

$C_{\text{эл}}$  - стоимость электроэнергии;

НР - накладные расходы.

Данная формула может быть дополнена разными показателями и расходами. То есть можно отметить, что она не является жестко фиксированной.

Произведём расчёт затрат по каждому элементу.

Для того чтобы определить оплату заработной платы для проектировщика, необходимо рассчитать длительность проектирования и трудоемкость работы. В частности к оплате труда добавляются ещё несколько групп расходов, а также амортизация.

$$3П_{\text{ос}} = О \cdot Р_{\text{к}} \cdot Т, \quad (6.2)$$

где  $O$  – оклад проектировщика, [руб.];

$R_K$  – районный коэффициент;

$T$  – отработанное время, [мес.].

Средний оклад инженера – конструктора 3–й категории составляет 15000 руб., районный коэффициент равен 1,15, работа выполнялась в течении 3 месяцев:

$$ЗП_{ос} = 15000 \cdot 1,15 \cdot 3 = 51750 \text{ [y. e.]}$$

Дополнительная заработная плата – выплата за непроработанное время отпуска, перерыва в работе на выполнение общественных обязанностей, и т.д.

Учесть дополнительную заработную плату (оплата отгулов, отпусков). Считается через соответствующий коэффициент:

$$K_{доп} = \frac{365 - T_{ПВ}}{365 - T_{ПВ} - T_{ОТП} - T_{БОЛ} - T_{ГО}} = \frac{365 - 125}{365 - 125 - 10 - 2} = 1,05, \quad (6.3)$$

где  $T_{ПВ}$  – количество праздников и выходных в году;

$T_{ОТП}$  – количество дней в отпуске;

$T_{БОЛ}$  – количество дней по болезни оплачиваемых;

$T_{ГО}$  – выполнение гос. обязанностей, за которые предоставляется оплачиваемый отгул.

$$ЗП_{доп} = ЗП_{ос} (K_{доп} - 1) = 51750 \cdot (1,05 - 1) = 2587,5 \text{ [y. e.]} \quad (6.4)$$

В отчисления на единый социальный налог входят следующие статьи:

- взнос на обязательное пенсионное страхование, ставки по которым – 22%;
- отчисления на обязательное медицинское страхование, их размер – 5,1%;
- платежи в страховой фонд, составляющие – 2,9%.



При расчёте затрат на проектирование страхование от несчастных случаев и травм считать необязательно:

$$ECH = (3\Pi_{oc} + 3\Pi_{дон}) \cdot \frac{30\%}{100\%} = (51750 + 2587,5) \cdot 0,3\% = 16301,25 \quad (6.5)$$

Балансовая (первоначальная) стоимость компьютера, как правило, равна его первоначальной стоимости и складывается из цены всех комплектующих плюс затраты на сборку и установку программного обеспечения (для удобства расчёта они начисляются в процентах: от 5% до 10%).

Так как использовался уже имеющийся ПК, затраты на него не производились. Поэтому амортизация равна нулю.

Расходы на электроэнергию, рассчитывается из потребляемой мощности ПК, которая составляет 700 Вт.

Коэффициент использования компьютерной техники в проектировании равен 0,5. Таким образом, компьютер использовался в среднем 8 часов в день (t).

Определяем полное время работы.

$$T_K = t \cdot P_D \cdot n, \quad (6.6)$$

где  $P_D$  – число рабочих дней в месяце;

$n$  – число месяцев выполнения работы.

$$T_K = 8 \cdot 22 \cdot 3 = 528 \text{ часов.}$$

Зная стоимость электроэнергии, она составляет 2,5 р/кВт/ч, определяем электроэнергию:

$$C_{ЭЛ} = T_K \cdot C \cdot N_K = 528 \cdot 2,5 \cdot 0,7 = 924 \text{ [y.e.]} \quad (6.7)$$

Аренда помещения, использование освещения, хозяйственные расходы, а также затраты на содержание проектной организации входят в накладные расходы.

По данным бухгалтерского отдела:

$$НР = ЗП_{oc} \cdot 200\% = 51750 \cdot 200\% = 103500 \text{ [y.e.]} \quad (6.8)$$

Определяем суммарные расходы на проектирование:

$$C_{\Pi} = 51750 + 2587,5 + 16301,25 + 924 + 103500 = 175062,75 \text{ [y.e.]}$$

## **6.2 Себестоимость проекта**

Себестоимость – это сумма, которую предприниматель потратил на производство и продажу товара или услуги.

Себестоимость включает материальные, трудовые, накладные затраты. Первые две категории расходов прямые, так как из них непосредственно складывается стоимость. Накладные относятся к косвенным затратам.

Структура себестоимости состоит из 5 основных категорий расходов:

- материалы и сырье;
- персонал;
- здания и оборудование;
- социальные нужды;
- прочее.

К материальным расходам относятся деньги, которые компания тратит на закупку материалов, сырья, комплектующих, необходимых для производства продукта в текущем и частично в предыдущем учетном периоде.

В основном расходы по себестоимости на производство двигателей уходит на заработную плату персонала, закупку спецодежды, расходы на поощрения и дополнительные выплаты по компенсации.

Также для расчета потребуются включить выплаты на инструменты, содержание помещения, оплата коммунальных услуг, поддержания оборудования в рабочем состоянии, закупку расходных материалов.

Необходимы ещё подсчеты выплаченные, как социальные выплаты: страховые, пенсионные взносы и налоговые платежи.

Дополнительные выплаты приходятся в основном на покупку полезного инвентаря, аренду вспомогательных помещений, услуги сторонних компаний и иные услуги, такие как сварка, фрезеровка и калибровка.

Когда нужно детализировать расходы по всем составляющим это можно сделать с помощью формулы:

$$C = M + C_{\text{эл}} + ЗП + РОП + З_{\text{др}}, \quad (6.9)$$

где  $M$  – затраты на материалы;

$C_{\text{эл}}$  – затраты на электроэнергию;

$ЗП$  – заработная плата рабочим;

$РОП$  – реализация и обслуживание продаж;

$З_{\text{др}}$  – другие расходы.

Все необходимые затраты указаны в таблице 6.1. В основном двигатель содержит металлические конструкции, поэтому для их соединения необходимы сварные работы, для того чтобы в процессе эксплуатации, все было герметично.

Формула расчета сварных работ:

$$P_{\text{СВ}} = t_{\text{раб}} \cdot СТ + З_{\text{мат}} + A_0, \quad (6.10)$$

где  $t_{\text{раб}}$  – время выполнения работы;

$СТ$  – ставка за час работы;

$З_{\text{мат}}$  – затраты на материалы;

$A_0$  – затраты на амортизацию.

Из-за небольших габаритов двигателя, сварщик потратит примерно половину рабочего дня, ставка за час работы равняется 1000 у.е. В качестве материала будут использоваться электроды марки ЭА-395/9, стоимость таких

электродов 1400 у.е./кг. Амортизация сварочного оборудования в месяц стоит 2500 у.е.

$$P_{CB} = 6 \cdot 1000 + 2800 + 2500 = 11300 \text{ [у.е.]}$$

Сопло двигателя изготавливается из графита с высокой прочностью, такая конструкция обойдётся в сумму равной 12000 у.е.

Таблица 6.1 – Затраты на производство

НАИМЕНОВАНИЕ	НАИМЕНОВАНИЕ	КОЛ-ВО, ШТ.	ЦЕНА ЗА ЕДИНИЦУ, У.Е.	СУММА, У.Е.
СОПЛО	ATR-2E	1	12000	12000
ЛИСТЫ НЕРЖАВЕЮЩЕЙ СТАЛИ	07X18H13M2	150 кг.	150	22500
ПОДШИПНИК МЕТАЛЛОКЕРАМИЧЕСКИЙ	HCS71900-C-T-P4S	2	584,5	1169
СМАЗКА ГРАФИТОВАЯ	ПФМС-4С	1 кг.	3500	3500
СВЕЧА ЗАЖИГАНИЯ	DENSO VK20	1	1400	1400
ФОРСУНКА ТОПЛИВНАЯ	RENAULT 8200815416	1	4500	4500
ТУРБИННАЯ СИСТЕМА	TF035HL	1	24000	24000
ОПЛАТА СВАРОЧНЫХ РАБОТ	CP	1	11300	11300
ЗАРАБОТНАЯ ПЛАТА ПРОЕКТИРОВЩИКА	ЗП	1	54337,5	54337,5
СТАРТЕР	С	1	3154,14	3154,14
ЗАТРАТЫ НА ЭЛЕКТРОЭНЕРГИЮ	ЭЭ	1	924	924
НАКЛАДНЫЕ РАСХОДЫ	НР	1	103500	103500
ИТОГОВАЯ СТОИМОСТЬ	239130,5			

Зная все необходимые значения, подставляем в формулу (6.10):

$$C = 26000 + 924 + 65637,5 + 146569 + 11956,53 = 251087,03$$

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В рамках данной работы был спроектирован турбореактивный двигатель для метеорологической ракеты. Также были изучены, а также определены основные агрегаты двигателя для его работы.

Были произведены расчеты всех размерных и термодинамических характеристик двигателя. Основные подсчитанные значения двигателя составили: тяга – 30 кН; удельный импульс – 2626,193 м/с; масса ДУ – 252,07 кг.

Произведен расчет на прочность крепления для двигателя. В данном разделе выбранный материал (нержавеющая сталь марки 07X18H13M2) и геометрические размеры сварной конструкции удовлетворяют условиям прочности и имеют коэффициент запаса прочности более единицы.

Описание конструкции и работы двигателя. Он имеет три этапа запуска, которые подробно описывают всю последовательность работы составляющих ДУ. Вся конструкция является компактной с использованием легкодоступных и недорогих материалов и инструментов, в то же время и мощной.

В разделе требования безопасности при обслуживании турбореактивных двигателей, описаны основные вредоносные производственные факторы и меры безопасности при работе с ними.

В разделе расчёта затрат на производство двигателя, посчитана его стоимость. В результате подсчетов видно, что изготовление ТРД составляет 251087,03 у.е.

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Рипинский А.И., Пляц О.М. Реактивные двигатели: учебно-методическое пособие / сост.: – Минск: МГВАК, 2011. – 88 с.
2. Насуленко К.А., Горбунов А.П. Ракетные двигатели. Сборник учебно-методических материалов. АмГУ. Благовещенск 2017 г. – 41с.
3. Черепенин Н.Д., Якимов Н.Д. Расчёт сопла Лаваля: методические указания к выполнению расчетного задания по дисциплине «Гидрогазодинамика»: Казан. гос. энерг. ун-т, 2015 г. – 24с.
4. Гусева Р.И. Особенности конструкции, организация работы авиационных двигателей: учеб. пособие / Р.И. Гусева. – Комсомольск-на-Амре: «КНАГТУ», 2015 г. – 100с.
5. Большагин В. И., Саркисов А. А. Камеры сгорания. Учебное пособие. Уфа 1982 г. – 23с.
6. Егорычев В.С. Теория, расчёт и проектирование ракетных двигателей. Электронное учебное пособие. СГАУ им. академика С.П. Королёва. Самара 2011 г. – 143с.
7. Носов М.В. Расчёт основных размеров одноступенчатой центробежной турбины: учебное пособие. МОЛАИ им. С. Орджоникидзе. Москва 1961 г. – 44с.
8. Селезнев К.П., Галеркин Ю.Б., Анисимов С.А. Теория и расчёт турбокомпрессоров: учебное пособие для студентов вузов машиностроительных специальностей. Ленингр. отд-ние, 1986 г. – 198с.
9. Борисенко, А.И. Газовая динамика двигателей / А. И. Борисенко. – Москва: Оборонгиз, 1982 г. – 795с.
10. Шляхтенко С.М. Теория воздушно – реактивных двигателей: машиностроение. Москва 1975 г. – 569с.
11. Пчелкин Ю.М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей: машиностроение. Москва 1973 г. – 280с.

12. Цели и принципы стандартизации в Российской Федерации установлены Федеральным законом от 27 декабря 2002 г. N91&4-ФЗ «О техническом регулировании», а правила применения национальных стандартов Российской Федерации — ГОСТ Р 1.0—2004 «Стандартизация в Российской Федерации. Основные положения».

13. Национальный стандарт российской федерации. Система стандартов безопасности труда. Электробезопасность «Общие требования и номенклатура видов защиты» ГОСТ Р 12.1.019-2009 [Электронный ресурс] // Электронный фонд правовых и нормативно – технических документов – Режим доступа: <https://docs.cntd.ru/document/1200080203> (Дата обращения 07.06.2022)

14. Межгосударственный стандарт. Система стандартов безопасности труда «Пожарная безопасность, общие требования» ГОСТ 12.1.004-91 [Электронный ресурс] // Электронный фонд правовых и нормативно – технических документов – Режим доступа: <https://docs.cntd.ru/document/9051953?marker> (Дата обращения 07.06.2022)

15. Государственный стандарт российской федерации. Система стандартов безопасности труда «Средства индивидуальной защиты органа слуха» ГОСТ Р 12.4.211-99 [Электронный ресурс] // Электронный фонд правовых и нормативно – технических документов – Режим доступа: <https://docs.cntd.ru/document/1200026030> (Дата обращения 07.06.2022)