****

**СОДЕРЖАНИЕ**

[ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ 4](#_Toc535338807)

[ВВЕДЕНИЕ 5](#_Toc535338808)

[1 ОБЛАСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ 6](#_Toc535338809)

[1.1 Классификация БПЛА 6](#_Toc535338810)

[1.2 Обзор аналогов 10](#_Toc535338811)

[1.3 Выбор компоновочной схемы 14](#_Toc535338812)

[2 ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЁТ 16](#_Toc535338813)

[2.1 Исходные данные 16](#_Toc535338814)

[2.2 Определение параметров на входе в двигатель 17](#_Toc535338815)

[2.3 Расчёт работы сжатия и параметров потока за компрессором 17](#_Toc535338816)

[2.4 Определение основных параметров рабочего процесса камеры сгорания 18](#_Toc535338817)

[2.5 Расчёт расхода газа, работы расширения, степень понижения давления и параметры газового потока за турбиной 19](#_Toc535338818)

[2.6 Расчёт параметров выходного сопла 20](#_Toc535338819)

[2.7 Определение расходных параметров двигателя 21](#_Toc535338820)

[2.9 Мощности основных элементов двигателя 22](#_Toc535338821)

[3 РАСЧЁТ ДИАГОНАЛЬНОГО КОМПРЕССОРА 23](#_Toc535338822)

[3.1 Исходные данные 23](#_Toc535338823)

[3.2 Расчёт входного сечения центробежного колеса 25](#_Toc535338824)

[3.5 Профилирование канала колеса компрессора 31](#_Toc535338825)

[3.6 Профилирование лопаток рабочего колеса 34](#_Toc535338826)

[3.8 Расчёт осевого спрямляющего аппарата 36](#_Toc535338827)

[3.9 Профилирование лопаток осевого спрямляющего аппарата 38](#_Toc535338828)

[4 РАСЧЁТ ТУРБИНЫ 40](#_Toc535338829)

[4.1 Исходные данные 40](#_Toc535338830)

[4.2 Определение основных параметров турбины 42](#_Toc535338831)

[4.2 Расчёт турбины по среднему диаметру 43](#_Toc535338832)

[5 РАСЧЁТ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ 49](#_Toc535338833)

[5.1 Исходные данные 49](#_Toc535338834)

[5.2 Определение основных геометрических параметров камеры 50](#_Toc535338835)

[5.3 Определение параметров отверстий камеры сгорания 54](#_Toc535338836)

[6 РАСЧЁТ РЕАКТИВНОГО СОПЛА 59](#_Toc535338837)

[6.1 Исходные данные 59](#_Toc535338838)

[6.2 Определение основных геометрических параметров сопла 60](#_Toc535338839)

[ЗАКЛЮЧЕНИЕ 62](#_Toc535338840)

[СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ 64](#_Toc535338841)

# ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

CAD – Computer-Aided Design;

БПЛА – беспилотный летательный аппарат;

ЛА – летательный аппарат;

ТРД – турбореактивный двигатель;

КС – камера сгорания;

Т – турбина;

РК – рабочее колесо;

СА – сопловой аппарат;

ОСА – осевой спрямляющий аппарат;

КК – кольцевой канал;

ФУ – фронтовое устройство;

ЗГ – зона горения;

ЗС – зона смешения;

ПЛС – послойное лазерное сплавление.

# ВВЕДЕНИЕ

В ходе данной работы будет произведено проектирование малоразмерного турбореактивного двигателя для перспективного беспилотного летательного аппарата с применением аддитивных технологий. На основании принятых решений касательно облика и компоновки проектируемого изделия будут подобраны методики проектирования отдельных его узлов и элементов. Эффективность принятых решений будет впоследствии оценена на основании результатов численного моделирования, произведённого с применением полученных в результате данной работы расчётных параметров и трёхмерных CAD-моделей спроектированных узлов и деталей.

# 1 ОБЛАСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ

## 1.1 Классификация БПЛА

Существует универсальная классификация БПЛА, предложенная международной ассоциацией по беспилотным системам AUVSI (Association for Unmanned Vehicle Systems International), приведённая в таблице 1 [1, с. 82-83]. Категория аппарата в данном случае определяется по совокупности лётных параметров. Однако важно учитывать, что данная классификация не является строгой, так как параметры ЛА могут не укладываться в рамки ни одной из предложенных категорий, а сами категории подвержены изменениям в связи с активным развитием отрасли беспилотной авиации.

Если ориентироваться на данную классификацию и поставить условие, что ЛА оборудован только одним двигателем и при этом имеет тяговооружённость , то установка проектируемого двигателя, исходя из взлётной массы, возможна на тактические БПЛА категорий CR, SR, MR, LADP, а также специальные аппараты категории LET, к которым в частности можно отнести крылатые ракеты [1, с. 90]. Однако установка ТРД на аппараты категории MR не представляется целесообразной, если учитывать предполагаемую продолжительность полёта, ведь тогда запас топлива отнимал бы большую часть полезной нагрузки. Таким образом спектр возможного применения сужается до лёгких дронов гражданского назначения, а также низковысотных разведывательных БПЛА военного назначения и крылатых ракет. Наиболее перспективными из этих направлений представляются последние два, так как они позволяют реализовать преимущество реактивных двигателей в скорости, в то время как для гражданской сферы эта характеристика имеет меньший приоритет по сравнению с экономичностью двигателя.

Таблица 1 – Универсальная классификация БПЛА по лётным параметрам.

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Продолжи-тельность полёта, ч | | 1 | 1 | <2 | 2-4 | 3-6 | 6-10 | 10-18 |
| Высота полёта, м | | 100 | 250 | 150-300 | 3000 | 3000 | 5000 | 8000 |
| Дальность полёта, км | | <1 | <10 | <10 | 10-30 | 30-70 | 70-200 | >500 |
| Взлётная масса, кг | | <0,025 | <5 | 5-150 | 25-150 | 50-250 | 150-500 | 500-1500 |
| Категория | Англ. | Nano | Micro | Mini | Close Range (CR) | Short Range (SR) | Medium Range (MR) | Medium Range Endurance (MRE) |
| Рус. | Нано-БПЛА | Микро-БПЛА | Мини- БПЛА | Лёгкие БПЛА для контроля переднего края обороны | Лёгкие БПЛА с малой дальностью полёта | Средние БПЛА | Средние БПЛА с большой продолжительностью полёта |
| Группа | | Малые БПЛА | | | Тактические | | | |

Продолжение таблицы 1.

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Продолжи-тельность полёта, ч | | 0,5-1 | <24 | 24-28 | 24-28 |
| Высота полёта, м | | 50-9000 | 3000 | 5000-8000 | 20000 |
| Дальность полёта, км | | >250 | >500 | >500 | >2000 |
| Взлётная масса, кг | | 250-2500 | 15-25 | 1000-1500 | 2500-5000 |
| Категория | Англ. | Low Altitude Deep Penetration (LADP) | Low Altitude Long Endurance (LALE) | Medium Altitude Long Endurance (MALE) | High Altitude Long Endurance (HALE) |
| Рус. | Маловысотные БПЛА для проникновения в глубину обороны противника | Маловысотные БПЛА с большой продолжительностью полёта | Средневысотные БПЛА с большой продолжительностью полёта | Высотные БПЛА с большой продолжительностью полёта |
| Группа | | Тактические (продолжение) | | | Стратегические |

Продолжение таблицы 1.

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Продолжи-тельность полёта, ч | | 2 | 3-4 | <4 | <48 | – |
| Высота полёта, м | | 12000 | 4000 | 50-5000 | >20000 | >30500 |
| Дальность полёта, км | | 1500 | 300 | 0-500 | >2000 | – |
| Взлётная масса, кг | | >1000 | – | 150-500 | >2500 | – |
| Категория | Англ. | Unmanned Combat Aerial Vehicles (UCAV) | Lethal (LET) (Offensive) | Decoys (DEC) | Stratospheric (STRA) | Exo-stratospheric (EXO) |
| Рус. | Боевые (ударные) БПЛА | БПЛА, оснащённые боевой частью (летального действия) | БПЛА – ложные цели | Стратосферные БПЛА | Экзостратосферные БПЛА |
| Группа | | Стратегические (продолжение) | Специального назначения | | | |

## 1.2 Обзор аналогов

Существуют ракеты-мишени, а также разработанные на их основе разведывательные БПЛА Mirach 100, Mirach 150 и Nibbio, с тяговыми характеристиками, сопоставимыми проектируемому двигателю. Они оснащаются двигателями Microturbo TRS 18 различных модификаций. Общей для всего семейства двигателей является одновальная схема с центробежным компрессором и одноступенчатой осевой турбиной [2, с. 172].



Рисунок 1 – ТРД Microturbo TRS 18.

Среди зарубежных крылатых ракет ближайшими аналогами являются двигатели Teledyne CAE J402, разработанный для противокорабельной ракеты «Гарпун», также применяемый в ракетах-мишенях, и Williams F107, применяющийся в ракетах «Тамагавк». В двигателе компании Теледайн применяется одноконтурная одновальная схема с одной осевой ступенью и одним центробежным колесом, используется кольцевая камера сгорания противоточной схемы и одноступенчатая турбина [3, с. 133].

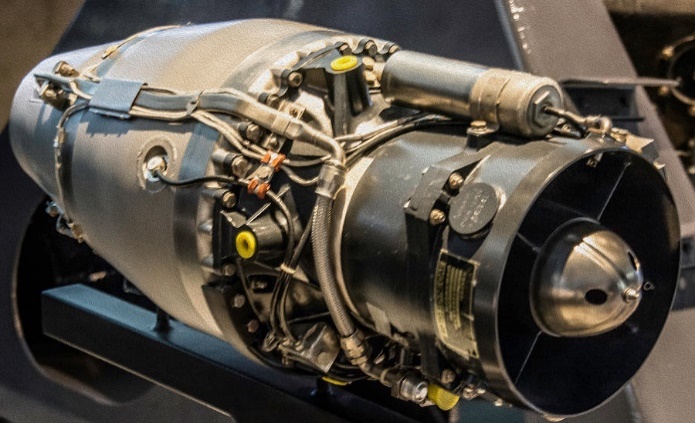


Рисунок 2 – ТРД Teledyne CAE J402.

Двигатель компании Вильямс использует двухконтурную двухвальную схему c двухступенчатым осевым компрессором в качестве вентилятора и центробежным компрессором в каскаде высокого давления, применяется кольцевая прямоточная камера, одноступенчатая турбина высокого давления и две ступени турбины низкого давления [3, с 137].

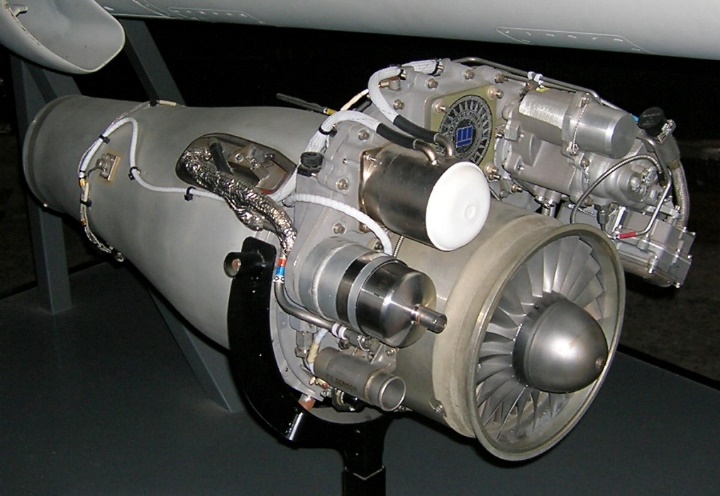


Рисунок 3 – ТРДД Williams F107.

Отечественными аналогами являются двигатели Р95-300 производства Запорожского моторостроительного завода и разработанный на его основе более современный 36МТ производства НПО «Сатурн». Р95-300 устанавливался на авиационные крылатые ракеты Х-35, Х-55, Х-59, а также на ракеты комплекса «Гранат». В Р95-300 применяется двухконтурная одновальная схема с двухступенчатым вентилятором и семью осевыми ступенями каскада высокого давления, кольцевой камерой сгорания и двухступенчатой турбиной [4].



Рисунок 4 – ТРДД Р95-300.

36МТ применяется в новейшем комплексе крылатых ракет «Калибр», а его модификации, с некоторыми заложенными ограничениями – в экспортной версии комплекса «Club». В нём использует двухконтурную двухвальную схему с одной ступенью широкохордного вентилятора и одной осевой ступенью в совокупности с диагональным компрессором в каскаде высокого давления, применяется полупетлевая камера и две одноступенчатые турбины [5].

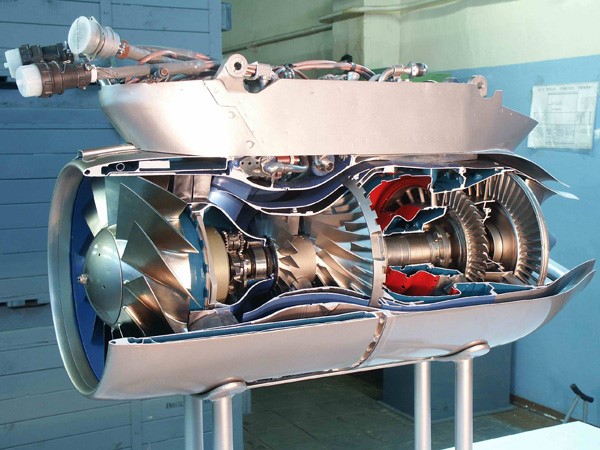


Рисунок 5 – ТРДД 36МТ.

Таблица 2 – Некоторые технические характеристики аналогов.

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Габариты (диаметр/длина), мм | 325/650 | 305/1262 | 318/748 | 315/850 | 330/850 |
| Масса, кг | 37 | 66,2 | 46 | 100 | 71 |
| Расход воздуха, кг/с | 2 | 6,2 | 4,35 | 7,5 | – |
| Степень повышения давления | 4 | 13,8 | 5,6 | 8,5 | – |
| Степень двухконтурности | Одноконтурный | 1 | Одноконтурный | 2 | – |
| Тяга, кН | 1,28 | 2,67 | 2,94 | 3,55 | 4,5 |
| Применение | Mirach 100/150 | Raytheon AGM-109 Tomahawk | AGM-84 Harpoon, SLAM | Х-55, Х-59, Х-101/102, Х-35 «Уран», 3М54 | Х-55, Х-59, Х-101/102, 3М10, 3М14, 3М54 |
| Название/ производитель | TRS 18-1/ Microturbo | F107-WR-102/ Williams | J402-400/ Teledyne CAE | Р95-300/ Запорожский моторост-роительный завод | 36МТ/ НПО «Сатурн» |

Исходя из анализа аналогов, можно сделать вывод о существовании слабо охваченной ниши на рынке в области тяг от 300 килограмм и вниз до достаточно обширного сегмента микро ГТД. Также можно заметить, что многие подобные двигатели используют одноконтурную и/или одновальную компоновку, что вероятно связано с неоправданностью усложнения конструкции для двигателей малых тяг. Важно отметить, что многие двигатели (например, Р95-300 и 36МТ) являются короткоресурсными, что сужает область их применения. Совокупность рассмотренных факторов обуславливает актуальность проектируемого двигателя. Также, исходя из конструктивных решений аналогов, можно судить о сложившихся тенденциях в конструкции и компоновке малоразмерных турбореактивных двигателей.

## 1.3 Выбор компоновочной схемы

При определении параметров двигателя и формировании ТЗ учитывались такие факторы, как:  
- существующий спрос на реактивные двигатели малых (<1,5 кН) тяг;  
- необходимость создать двигатель с высокими удельными характеристиками при максимальном использовании потенциала аддитивных технологий;  
- технологические ограничения, накладываемые доступными материалами, оборудованием, спецификой применяемых аддитивных технологий.

На основании совокупности рассмотренных выше условий было принято решение установить следующие параметры для проектируемого изделия: степень сжатия компрессора πк = 5, температура газов перед турбиной Тг = 1127 °С, тяга Р = 1 кН, мидель двигателя Dmax ≤ 218 мм.

На основании сформированного ТЗ, сложившегося конструкторского опыта и существующих тенденций в области мини- и микроТРД, а также с учётом необходимости наиболее полного раскрытия преимуществ аддитивных технологий был определён общий облик двигателя:  
- компрессорная часть представляет собой одноступенчатый диагональный компрессор, выполненный заодно с элементами уплотнений и имеющий оптимизированную топологию диска с целью облегчения, имеет управляемый либо стационарный входной направляющий аппарат, обеспечивающий необходимую закрутку потока на входе в рабочее колесо, и диффузор, совмещённый конструктивно с осевым спрямляющим аппаратом, обеспечивающий необходимые разворот и торможение потока за рабочим колесом на входе в камеру сгорания;  
- камера сгорания прямоточная кольцевого типа с форкамерами, имеющая 4-6 основных устройств для распыла топлива и 1-2 запальных устройства; применение форкамер позволяет обеспечить качественный распыл и смешение в зоне горения, в то время как кольцевая часть обеспечивает выравнивание поля температур на входе в сопловой аппарат турбины;  
- турбина осевая, реактивная, имеет 1-2 ступени, с охлаждаемым сопловым аппаратом первой ступени, рабочие колёса выполняются за одно целое с бандажом и элементами уплотнений, возможно применение охлаждаемых рабочих колёс, диски рабочих колёс выполняются с оптимальной топологией, что позволяет упростить конструкцию, снизить количество сборочных единиц и повысить прочность узла;  
- двигатель имеет две опоры – переднюю и заднюю, расположенные вблизи компрессорного и турбинного узлов соответственно, опоры имеют оптимизированную топологию, в опорах располагаются подшипниковые узлы.

Облик, компоновка и отдельные конструкторские решения будут уточняться и пересматриваться в ходе поузлового расчёта и проектирования двигателя.

# 2 ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЁТ

Целью расчёта является определение основных термодинамических параметров двигателя и их оптимизация для дальнейшего расчёта узлов.

Расчёт производится основан на методике, описанной в учебном пособии «Газодинамический расчёт турбореактивных и турбовальных двигателей воздушных судов гражданской авиации» [6].

Расчёт производится для взлётного режима, как одного из наиболее нагруженных режимов работы двигателя. Предполагается, что характеристики других режимов будут определены на основании исследования характеристик отдельных спроектированных узлов с помощью методов численного моделирования и натурных испытаний.

## 2.1 Исходные данные

Число Маха (движение ЛА по отношению к внешней среде):

Тяга:

Общая степень повышения давления в компрессоре:

Температура газов перед турбиной:

Температура окружающей среды:

Давление окружающей среды:

## 2.2 Определение параметров на входе в двигатель

Температура заторможенного потока на входе в компрессор:

Полное давление на входе в двигатель:

В дальнейшем индекс «\*» будет использоваться для обозначения параметров торможения: полного давления, температуры, плотности и пр. Отсутствие индекса означает, что речь идёт о статических параметрах.

## 2.3 Расчёт работы сжатия и параметров потока за компрессором

Удельная адиабатическая работа сжатия компрессора:

где – принятый КПД компрессора;

– теплоёмкость воздуха.

Температура за компрессором:

Давление за компрессором:

## 2.4 Определение основных параметров рабочего процесса камеры сгорания

Средняя условная теплоёмкость процесса теплоотвода:

Количество теплоты, сообщаемое воздуху:

Относительный расход топлива в камере сгорания:

где - рабочая теплотворная способность авиационного керосина марки ТС-1, - коэффициент полноты сгорания камеры.

Коэффициент избытка воздуха в камере:

где – массовый стехиометрический коэффициент.

Давление на выходе из камеры:

где - коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания.

Газовая постоянная продуктов сгорания:

## 2.5 Расчёт расхода газа, работы расширения, степень понижения давления и параметры газового потока за турбиной

Удельный расход газа:

Удельная адиабатическая работа расширения турбины:

где - коэффициент, учитывающий отбор мощности от турбины.

Полная температура за Т в первом приближении:

где – показатель адиабаты газа в первом приближении.

Средняя теплоёмкость газа:

Показатель адиабаты газа:

Степень понижения давления турбины:

Давление за Т:

Температура за Т:

## 2.6 Расчёт параметров выходного сопла

Располагаемый перепад давления газа:

Критический перепад для сопла:

Скорость истечения газа из сопла выбирается исходя из стремления получить наибольшую скорость истечения при адекватной экономичности двигателя:

Рисунок 6 – Зависимость удельной тяги от скорости истечения.

Рисунок 7 – Зависимость удельного расхода от скорости истечения.

Перепад давления, реализуемый в сопле:

где - коэффициент скорости в сопле.

Приведённая скорость на срезе сопла:

Газодинамическая функция импульса в данном сечении сопла:

Относительная площадь среза сопла:

где - коэффициент, зависящий от показателя адиабаты и газовой постоянной:

## 2.7 Определение расходных параметров двигателя

Удельная тяга:

Удельный расход:

Расход воздуха:

Часовой расход топлива:

Расход топлива в секунду:

## 2.9 Мощности основных элементов двигателя

Мощность компрессора:

Мощность турбины:

# 3 РАСЧЁТ ДИАГОНАЛЬНОГО КОМПРЕССОРА

Целью расчёта является проектирование диагонального компрессора, характеристики которого соответствуют данным термодинамического расчёта двигателя и принятым компоновочным решениям.

Расчёт производится на основании элементов методик, описанных в учебных пособиях «Проектный термогазодинамический расчёт основных параметров авиационных лопаточных машин» [7, с. 193-207], «Выбор параметров и газодинамический расчет осевых компрессоров и турбин авиационных ГТД» [8], «Проектирование ступени центробежного компрессора с использованием параметрического моделирования» [9].

## 3.1 Исходные данные

Исходными данными являются параметры, полученные в ходе термодинамического расчёта.

Расход воздуха через внутренний контур:

Степень повышения давления на центробежном компрессоре:

Температура на входе в компрессор:

Давление на входе в компрессор:

Удельная адиабатическая работа сжатия центробежного компрессора:

Скорость потока на входе принимается равной скорости на выходе из вентилятора:

Температура на выходе компрессора:

Давление на выходе компрессора:

Угол входа потока в РК на периферии в относительном движении задаётся из технологических соображений с целью минимизации количества поддержек внутри проточной части при печати РК компрессора:

Угол входа потока в РК в абсолютном движении задаётся:

## 3.2 Расчёт входного сечения центробежного колеса

Изоэнтропическая работа сжатия компрессора:

Принимается коэффициент напора:

Окружная скорость центробежного колеса:

Принятая высота колеса на выходе (исходя из технологических соображений):

Частота вращения колеса компрессора:

Принятая относительная высота колеса:

Высота колеса на входе:

Окружная скорость на периферии входа:

Значение скорости на входе, обеспечивающей необходимый лопаточный угол на периферии при заданной закрутке:

Окружная составляющая абсолютной скорости на входе:

Осевая составляющая абсолютной скорости на входе:

Окружная составляющая относительной скорости на входе:

Относительная скорость на периферии входа:

Скорость звука на входе:

Число Маха в относительном движении на периферии определяется с целью обеспечения безударного входа:

Приведённая скорость на входе:

Газодинамическая функция плотности тока на входе в колесо:

Проходное сечение на входе в первом приближении:

Высота втулки на входе в первом приближении:

Относительная высота втулки в первом приближении:

Средний диаметр колеса на входе в первом приближении:

Окружная скорость на среднем диаметре входа:

Окружная составляющая абсолютной скорости на входе:

Осевая составляющая абсолютной скорости на входе:

Окружная составляющая относительной скорости на входе:

Относительная скорость на среднем диаметре входа:

Угол входа потока в РК в относительном движении на среднем диаметре:

Число лопаток задаётся:

Число лопаток в партии задаётся:

Число партий лопаток:

Толщина лопаток задаётся:

Площадь сечения лопаток на входе:

Площадь на входе (геометрическая):

Высота втулки на входе:

Относительная высота втулки:

Окружная скорость у втулки входа:

Окружная составляющая абсолютной скорости на входе:

Осевая составляющая абсолютной скорости на входе:

Окружная составляющая относительной скорости на входе:

Относительная скорость у втулки на входе:

Угол входа потока в РК в относительном движении:

Окружная составляющая на выходе из колеса:

Скорость перпендикулярно срезу лопатки на выходе принимается:

Абсолютная скорость на выходе из колеса:

Окружная составляющая относительной скорости на выходе:

Относительная скорость на выходе:

Угол выхода потока из РК в относительном движении:

Приведённая скорость на выходе:

Газодинамическая функция плотности тока на выходе:

Угол выхода потока из ЦБК в абсолютном движении:

Площадь на выходе (проходная):

Ширина канала на выходе в первом приближении:

Площадь среза лопаток на выходе:

Площадь на выходе (геометрическая):

Ширина канала на выходе:

## 3.5 Профилирование канала колеса компрессора

Целью профилирования канала колеса является обеспечение бессрывного разворота потока с минимальными потерями.

Исходными данными являются геометрические параметры, полученные в ходе расчёта компрессора.

Высота втулки на входе:

Высота колеса на входе:

Средний диаметр среза лопатки на выходе:

Ширина канала на выходе:

Угол потока на входе в колесо в меридиональном сечении (по отношению к оси вращения):

Угол потока на выходе из колеса в меридиональном сечении (по отношению к оси вращения):

Высота колеса на выходе:

В качестве образующей для внешней поверхности канала принимается элемент окружности, проходящей через точки и и касательный к прямым, проходящим через эти точки под углами и соответственно.

Полученная образующая разбивается равноудалёнными точками, из которых откладываются отрезки, длина и угол наклона которых обеспечивает плавное изменение меридионального сечения в соответствии с заданными параметрами. Точки на концах этих отрезков описывают образующую внутренней поверхности меридионального обвода компрессора.

Рисунок 8 – Полученный меридиональный профиль канала диагонального компрессора.

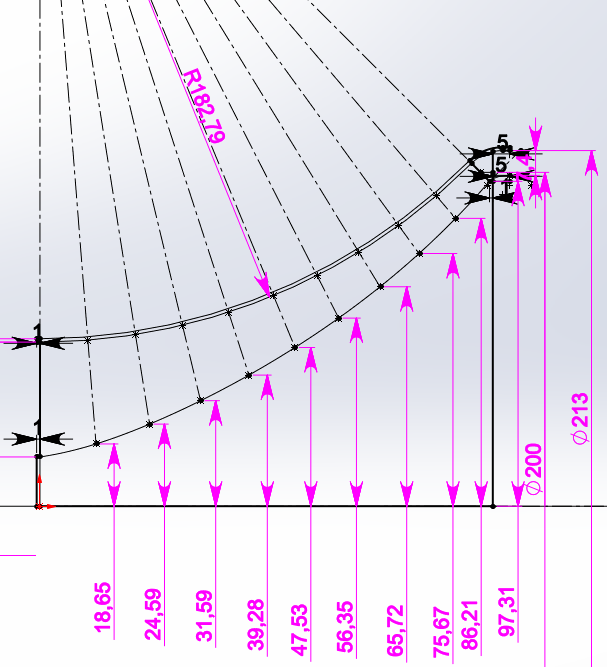


Рисунок 9 – Эскиз меридионального профиля канала диагонального компрессора в CAD.

## 3.6 Профилирование лопаток рабочего колеса

Целью профилирования является обеспечение оптимальных условий взаимодействия рабочих лопаток компрессора с рабочим телом.

Исходными данными являются геометрические параметры, полученные в ходе расчёта компрессора.

Угол входа потока в РК на периферии в относительном движении:

Угол входа потока в РК у втулки в относительном движении:

Угол выхода потока из РК в относительном движении:

Профиль рабочей лопатки определяется двумя пространственными кривыми, лежащими на внешней и внутренней поверхностях меридионального сечения.

Геометрия кривой, лежащей на внешней поверхности однозначно описывается заданным распределением лопаточных углов лопатки по её длине согласно выбранному закону. Для построения кривой она разбивается на равные отрезки, для каждого из которых задаётся известный лопаточный угол, затем через точки сопряжения отрезкой проводится плавная кривая.

Рисунок 10 – Распределения лопаточных углов на периферии рабочей лопатки (в 20 сечениях).

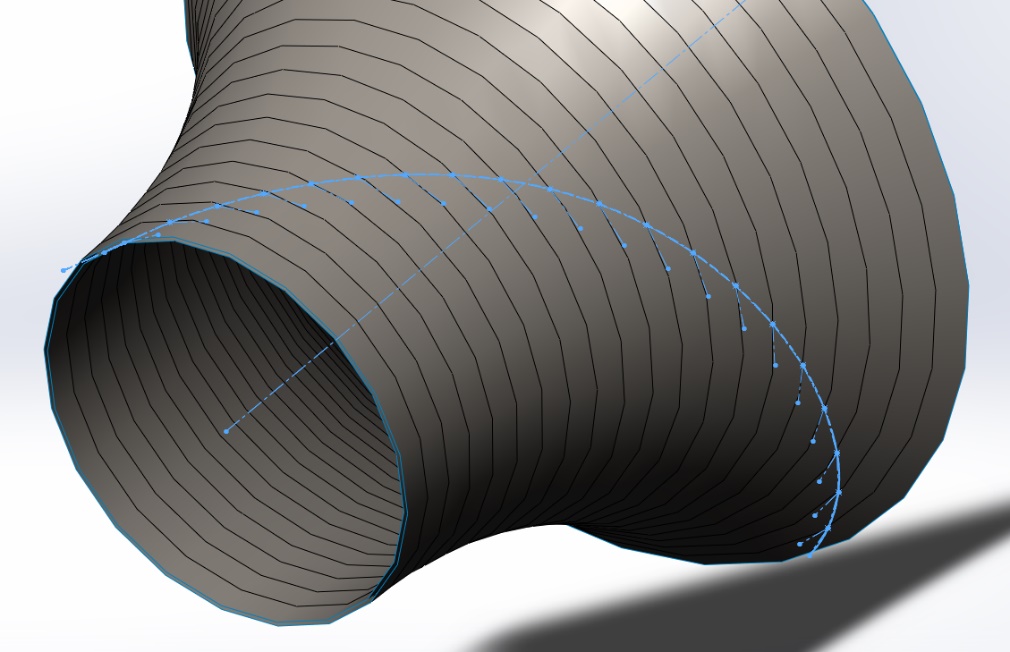


Рисунок 11 – Пространственная кривая, построенная на внешней поверхности меридионального обвода.

Геометрия кривой, лежащей на внутренней поверхности, принимается из условия ортогональности лопатки к этой поверхности для обеспечения минимальной высоты лопатки, за исключением начального участка, где требуется соблюдение условий безударного входа потока в колесо компрессора и лопаточный угол равен углу потока на входе в относительном движении. На некотором промежуточном участке геометрия лопатки жёстко не фиксируется для сохранения плавности пространственной кривой.

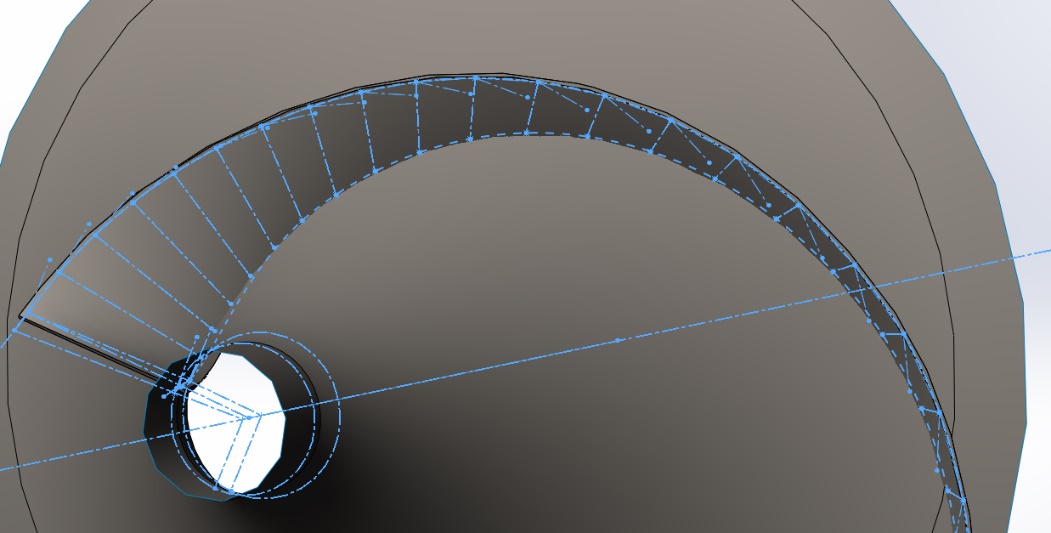


Рисунок 12 – Пространственные кривые и построенная по ним лопатка.

## 3.8 Расчёт осевого спрямляющего аппарата

Целью расчёта является проектирование спрямляющего аппарата, обеспечивающего торможение и спрямление потока на входе в камеру сгорания.

Исходными данными являются геометрические параметры, полученные в ходе расчёта компрессора.

Высота скругления внутренней поверхности выходного канала задаётся:

Высота осевого канала после разворота потока:

Абсолютная скорость на входе в камеру задаётся:

Приведённая скорость на входе в камеру:

Газодинамическая функция плотности тока на входе в камеру:

Угол абсолютной скорости на входе в камеру:

Площадь на входе в камеру:

Внешний диаметр на входе в камеру:

Внутренний диаметр на входе в камеру:

Длина переходного участка (до лопаток) задаётся:

Длина решётки ОСА задаётся:

Угол атаки на входе в ОСА:

Значение лопаточного угла н входе в ОСА:

Число лопаток:

## 3.9 Профилирование лопаток осевого спрямляющего аппарата

Целью профилирования является обеспечение оптимальных условий взаимодействия лопаток ОСА с рабочим телом и достижение заданного разворота потока на выходе из компрессора с минимальными потерями.

Исходными данными являются геометрические параметры, полученные в ходе расчёта компрессора и ОСА.

Профиль лопатки строится аналогично рабочим лопаткам диагонального компрессора – по двум пространственным кривым, при этом кривая, лежащая на внешней поверхности так же является определяющей, а кривая, лежащая на внутренней поверхности обеспечивает ортогональность лопатки по отношению к оси.

Рисунок 13 – Распределения лопаточных углов на периферии лопатки ОСА (в 10 сечениях).

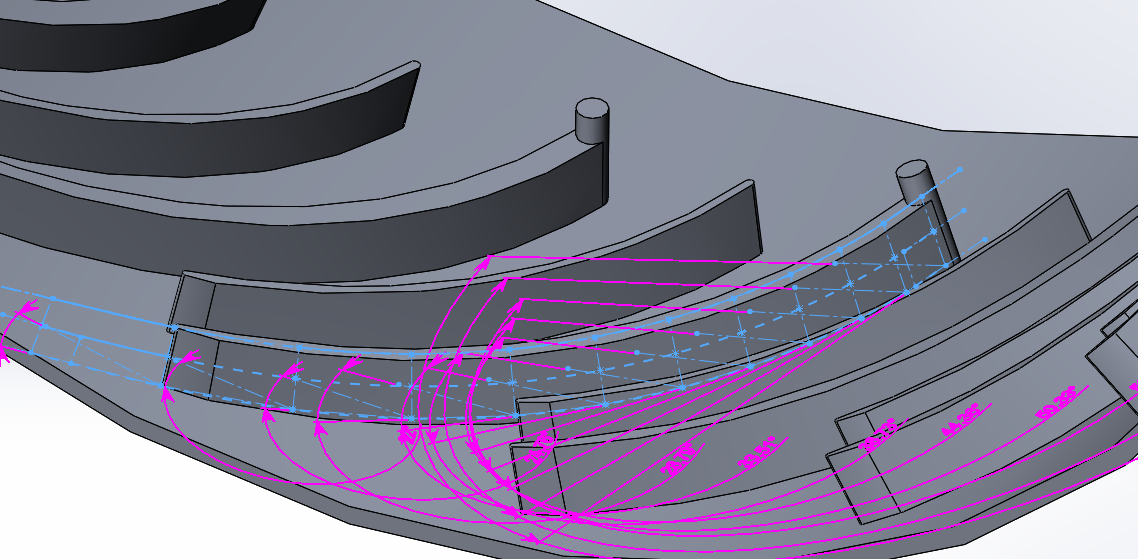


Рисунок 14 – Пространственные кривые и построенные по ним лопатки.

Каждая вторая лопатка выполнена укороченной с целью уменьшить загромождение входного сечения. Лопатки выполняются заодно с внешним покрывным диском, имеющим силовые элементы для подвеса двигателя, а также отверстия крепления подводных штуцеров топливной и масляной систем. Длинные лопатки выполнены утолщёнными, так как являются силовым элементом, и с бобышкой на выходной кромке. Бобышка предназначена для сопряжения решётки ОСА с передней опорой двигателя, которая служит внутренней стенкой канала, отделяет полость КС от колеса компрессора, содержит элементы топливного и масляного колекторов.

# 4 РАСЧЁТ ТУРБИНЫ

Целью расчёта является проектирование турбины, характеристики которой соответствуют данным термодинамического расчёта двигателя и принятым компоновочным решениям.

Расчёт опирается на методику, описанную в учебном пособии «Выбор параметров и газодинамический расчет осевых компрессоров и турбин авиационных ГТД» [7, с. 44-58, 85-86, 97-101, 113-121].

## 4.1 Исходные данные

Исходными данными являются параметры, полученные в ходе термодинамического расчёта, а также расчёта диагонального компрессора.

Давление на выходе из камеры:

Температура газов перед турбиной:

Расход газа через турбину:

Газовая постоянная продуктов сгорания:

Показатель адиабаты газа:

Располагаемый перепад давления на турбине:

Давление за Т:

Температура за Т:

Число ступеней выбирается:

Располагаемый теплоперепад ступени:

Характеристика Парсонса:

Частота вращения ротора:

Осевая составляющая абсолютной скорости на входе в СА выбирается:

## 4.2 Определение основных параметров турбины

Условная адиабатная скорость:

Окружная скорость на среднем диаметре:

Степень реактивности турбины задаётся:

Изоэнтропическая работа СА:

Изоэнтропическая работа РК:

## 4.2 Расчёт турбины по среднему диаметру

Приведённая скорость на входе в СА:

Газодинамическая функция плотности тока на входе СА:

Средний диаметр на входе в турбину:

Профилирование проточной части турбины производится по постоянному среднему диаметру, т.е.:

Площадь на входе СА:

Высота лопатки на входе:

Наружный диаметр на входе в СА:

Втулочный диаметр на входе в СА:

Скоростной коэффициент задаётся:

Скорость на выходе СА в абсолютном движении:

Приведённая скорость на выходе СА:

Газодинамическая функция плотности тока на выходе СА:

Угол потока в абсолютном движении на выходе СА задаётся:

Осевая составляющая абсолютной скорости на выходе СА:

Окружная составляющая абсолютной скорости на выходе СА:

Площадь на выходе СА:

Высота лопатки на выходе СА:

Наружный диаметр на выходе СА:

Втулочный диаметр на выходе СА:

Ширина венца СА задаётся:

Угол раскрытия проточной части СА:

Коэффициент ширины межвенцевого зазора задаётся:

Расстояние между решётками СА и РК:

Наружный диаметр на входе в РК:

Втулочный диаметр на входе в РК:

Высота лопатки на входе РК:

Площадь на входе РК:

Газодинамическая функция плотности тока на входе РК:

Приведённая скорость на входе РК (по таблице газодинамических функций):

Скорость на входе РК в абсолютном движении:

Осевая составляющая абсолютной скорости на входе РК:

Окружная составляющая абсолютной скорости на входе РК:

Окружная составляющая относительной скорости на входе РК:

Скорость на входе РК в относительном движении:

Угол входа потока в РК в относительном движении:

Окружная составляющая абсолютной скорости на выходе РК:

где знак «-» означает, что окружная составляющая направлена против вращения колеса.

Скорость на выходе РК в абсолютном движении выбирается таким образом, чтобы обеспечить выход потока из РК максимально близкий к осевому:

Приведённая скорость на выходе РК в абсолютном движении:

Газодинамическая функция давления:

Статическое давление на выходе из турбины:

Осевая составляющая абсолютной скорости на выходе РК:

Угол потока в абсолютном движении на выходе РК:

для

Газодинамическая функция плотности тока на выходе РК:

Площадь на выходе РК:

Высота лопатки на выходе РК:

Наружный диаметр на выходе в РК:

Втулочный диаметр на выходе в РК:

Коэффициент ширины венца РК:

Ширина РК:

Окружная составляющая относительной скорости на выходе РК:

Скорость на выходе РК в относительном движении:

Угол выхода потока из РК в относительном движении:

для

Рисунок 15 – Полученный меридиональный обвод турбины.

# 5 РАСЧЁТ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

Целью расчёта является определение основных геометрических параметров камеры сгорания, соответствующей параметрам термодинамического расчёта и вписывающейся в принятые компоновочные решения двигателя. На основе полученной геометрии камеры производится расчёт распылительных устройств и выбор расположения отверстий жаровой трубы с целью организации процессов горения.

Проектирование производится с опорой на конструкторские, геометрические и стехиометрические решение и соотношения, изложенные в пособиях «Камеры сгорания ГТД» [10], «Конструкция и проектирование камеры сгорания ГТД» [11].

## 5.1 Исходные данные

Исходными данными для расчёта являются параметры, полученные в ходе термодинамического расчёта, а также ряд геометрических параметров, полученных в ходе расчёта диагонального компрессора и турбины.

Наружный диаметр КС:

Внутренний диаметр КС выбирается из конструктивно-технологических соображений (диаметр вала, толщина стенок силовой втулки):

Коэфффициент избытка окислителя в КС:

Расход воздуха в КС:

## 5.2 Определение основных геометрических параметров камеры

Коэффициент избытка воздуха перед первым рядом основных отверстий выбирается:

Расход воздуха через фронтовые устройства:

Коэффициент избытка воздуха в зоне горения выбирается:

Расход воздуха в зону горения:

Расход воздуха в зону смешения (учитывая охлаждение):

Соотношение расходов наружного и внутреннего КК:

Предполагается, что поток будет обтекать ЖТ по наружному КК, проходить через полый СА турбины и попадать во внутренний КК.

Соотношение площади КК КС и СА компрессора выбирается:

Закрутка воздуха в кольцевом канале:

Площадь наружного кольцевого канала:

Газодинамическая функция плотности тока в КК:

Приведённая скорость в КК (по таблице газодинамических функций):

Средняя скорость воздуха в кольцевом канале:

Плотность воздуха в кольцевом канале:

Внутренний диаметр наружного КК:

Площадь внутреннего кольцевого канала:

Наружный диаметр внутреннего КК:

Толщина стенок ЖТ принимается:

Высота жаровой трубы:

Площадь миделя ЖТ:

Коэффициент длины зоны смешения принимается:

Длина зоны смешения:

Коэффициент длины форкамер принимается:

Длина форкамер:

Коэффициент высоты фронтового устройства принимается:

Высота (диаметр) фронтового устройства:

Угол раскрытия форкамер принимается:

Угол сужения жаровой трубы в зоне смешения принимается:

Коэффициент длины цилиндрического элемента кольцевой части КС принимается:

Длина цилиндрического элемента кольцевой части КС:

Коэффициент длины конического элемента кольцевой части КС принимается:

Длина конического элемента кольцевой части КС:

Длина переходного участка на СА турбины:

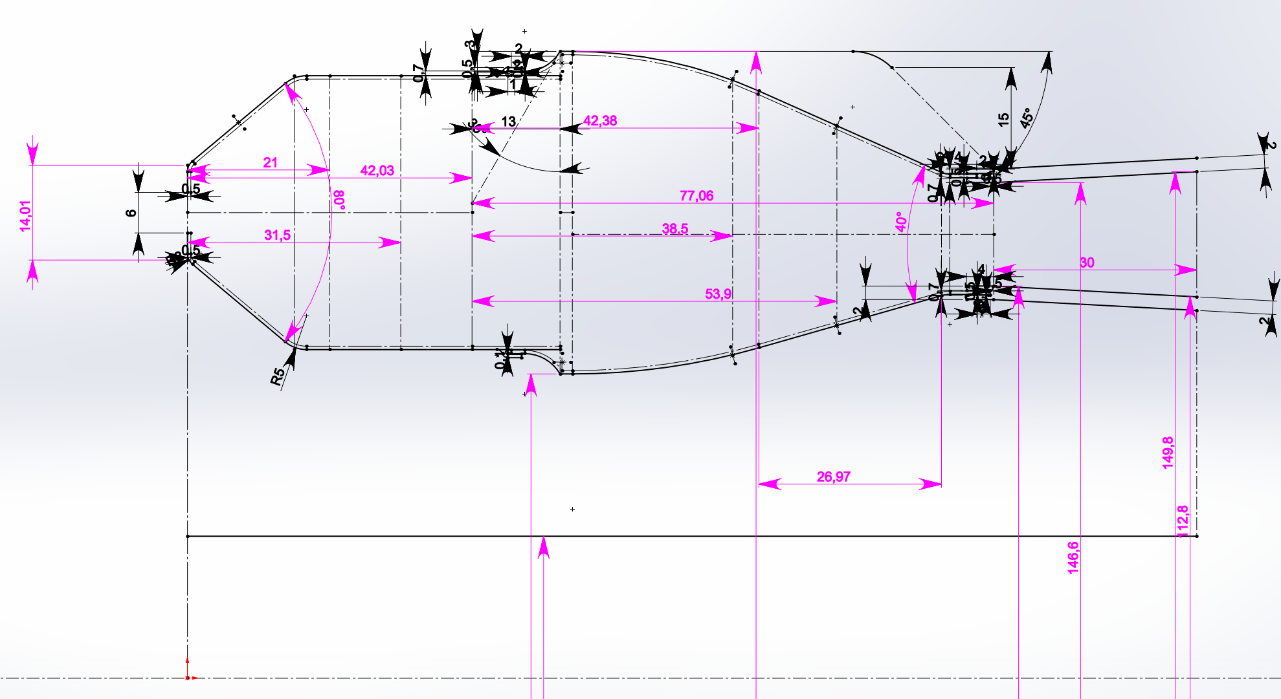


Рисунок 16 – Эскиз меридионального профиля камеры сгорания в CAD.

## 5.3 Определение параметров отверстий камеры сгорания

Принятая скорость воздуха для отверстий жаровой трубы:

Площадь отверстий фронтовых устройств:

Число форкамер выбирается:

, что позволяет выполнить элементы фронтовых и распылительных устройств адекватных размеров, обеспечивая при этом достаточную равномерность параметров в кольцевой части ЖТ.

Число прорезей завихрителя выбирается:

Ширина прорези принимается:

Длина прорези:

Наличие завихрителя призвано интенсифицировать смешение топливовоздушной смеси.

Площадь отверстий зоны горения:

Коэффициент расстояния до первого ряда отверстий ЗГ принимается:

Расстояние до первого ряда отверстий ЗГ:

Коэффициент расхода первого ряда отверстий ЗГ принимается:

Число отверстий первого ряда выбирается:

Диаметр отверстий первого ряда:

Первый ряд отверстий имеет небольшой диаметр с целью снижения дальнобойности, что способствует созданию защитного пристеночного слоя в ФК и смещает зону горения дальше от распылителя.

Отверстия на боковых поверхностях выполняются каплевидными с целью повышения качества производства методом ПЛС (снижается вероятность осыпания детали).

Коэффициент расстояния до второго ряда отверстий ЗГ принимается:

Расстояние до второго ряда отверстий ЗГ:

Коэффициент расхода второго ряда отверстий ЗГ принимается:

Число отверстий второго ряда выбирается:

Диаметр отверстий второго ряда:

Отверстия большего диаметра во втором ряде призваны обеспечивать попадание окислителя (воздуха) вглубь потока топливовоздушной смеси и интенсифицировать процессы горения.

Площадь отверстий зоны смешения:

Коэффициент расхода пояса охлаждения принимается:

Соотношение площадей наружной и внутренней стенок ЖТ (для равномерного охлаждения внешней и внутренней стенок ЖТ):

Диаметр отверстий пояса охлаждения выбирается:

Число охлаждающих отверстий наружной стенки (полученное значение округлено до ближайшего целого кратного шести для соблюдения осевой симметрии камеры, необходимого для численного моделирования):

Число охлаждающих отверстий внутренней стенки полученное значение округлено до ближайшего целого кратного шести):

Отверстия пояса охлаждения создают пристеночный защитный слой в кольцевой части ЖТ.

Коэффициент расстояния до первого ряда отверстий ЗС принимается:

Расстояние до первого ряда отверстий ЗС:

Коэффициент расхода первого ряда отверстий ЗС принимается:

Число отверстий первого ряда:

Диаметр отверстий первого ряда:

Коэф. расстояния до второго ряда отверстий ЗС:

Расстояние до второго ряда отверстий ЗС:

Коэф. расхода второго ряда отверстий ЗС:

Число отверстий второго ряда:

Диаметр отверстий второго ряда:

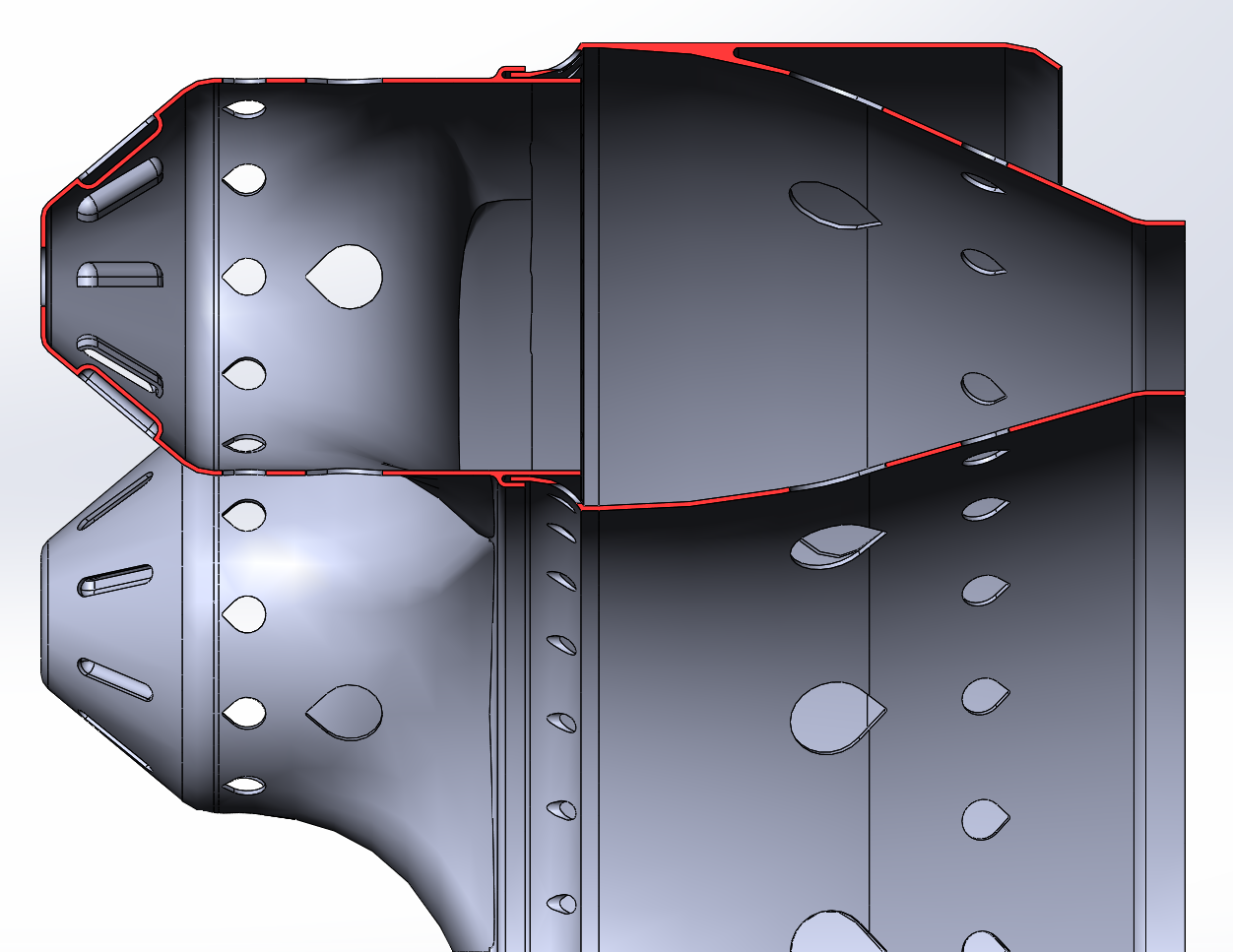


Рисунок 17 – Сечение полученной модели камеры сгорания в CAD.

Как видно на рис. 9 внешняя стенка ЖТ выполняется с козырьком для обеспечения приоритетного поступления воздушного потока из наружного КК во внутренний и снижения спутности струй отверстий зоны смешения на внешней стенке ЖТ с потоком горячего газа внутри ЖТ.

ЖТ выполняется из трёх элементов: блока форкамер, внутренней и внешней кольцевых стенок. Блок ФК жёстко фиксируется на распылительных патрубках, кольцевые стенки фиксируются в пазах на блоке ФК и СА турбины.

# 6 РАСЧЁТ РЕАКТИВНОГО СОПЛА

Целью расчёта является определение основных геометрических параметров реактивного сопла двигателя, соответствующего параметрам термодинамического расчёта и вписывающейся в принятые компоновочные решения двигателя.

## 6.1 Исходные данные

Исходными данными для расчёта являются параметры, полученные в ходе термодинамического расчёта, а также ряд геометрических и газодинамических параметров, полученных в ходе расчёта турбины.

Наружный диаметр на выходе в РК турбины:

Втулочный диаметр на выходе в РК турбины:

Давление на выходе сопла:

Температура на выходе сопла:

Скорость на выходе сопла:

Приведённая скорость на выходе сопла:

Средний угол закрутки потока на выходе сопла:

- осевой выход потока из сопла.

## 6.2 Определение основных геометрических параметров сопла

Площадь на входе сопла:

Газодинамическая функция плотности тока на выходе сопла:

Площадь на выходе сопла:

Длина сопла принимается:

Эквивалентный угол раскрытия диффузора:

Диаметр стекателя на срезе сопла принимается:

Внешний диаметр сопла на срезе:

Угол уклона стекателя на входе сопла:

- на входе сопла образующая стекателя касательна ко втулочной образующей меридионального обвода тракта турбины.

Радиус стекателя:

– в качестве образующей стекателя используется элемент окружности, проходящий через известные точки и и касательный ко втулочной образующей меридионального обвода тракта турбины в точке .

Угол уклона стекателя на выходе сопла:

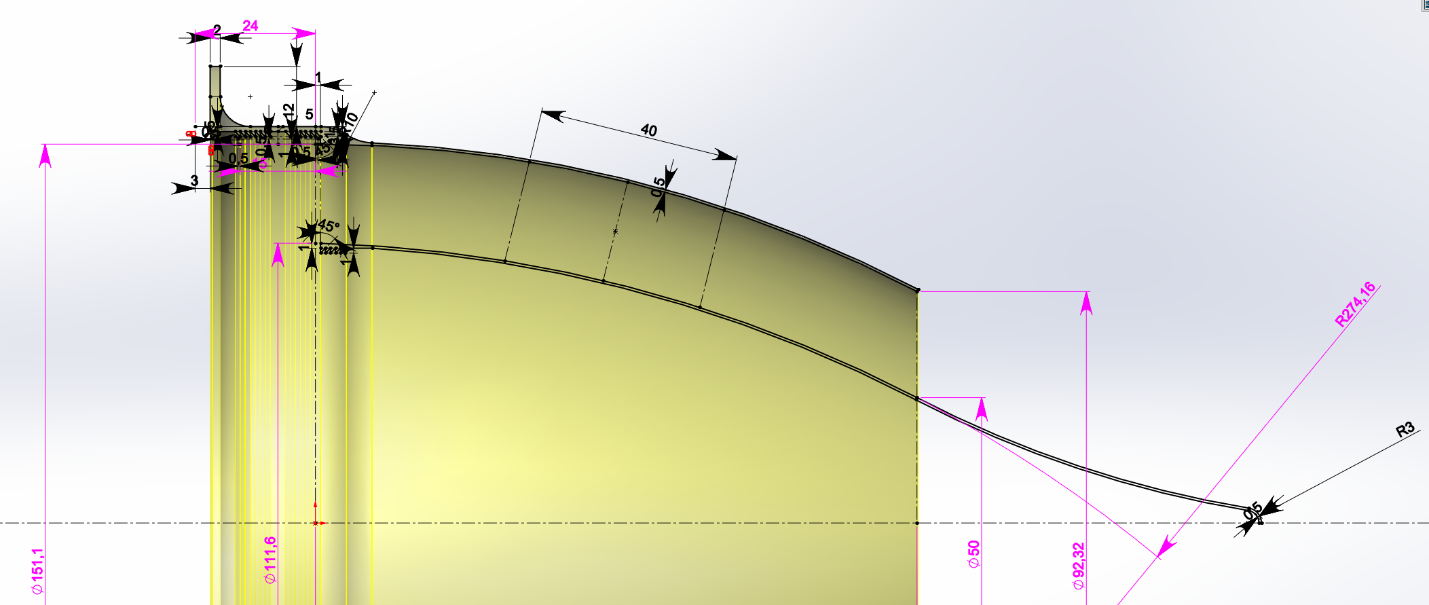


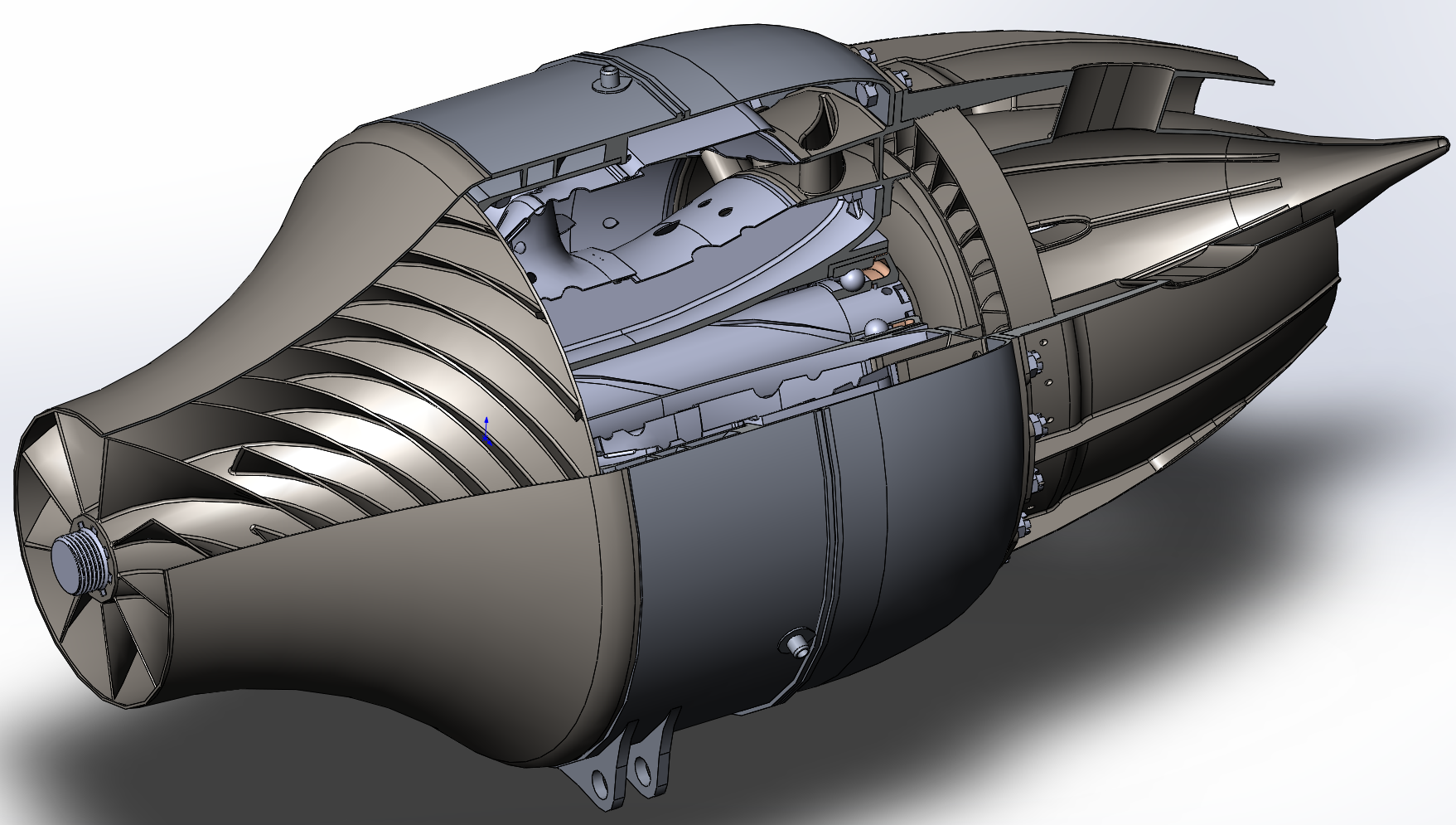
Рисунок 18 – Эскиз меридионального профиля реактивного сопла в CAD.

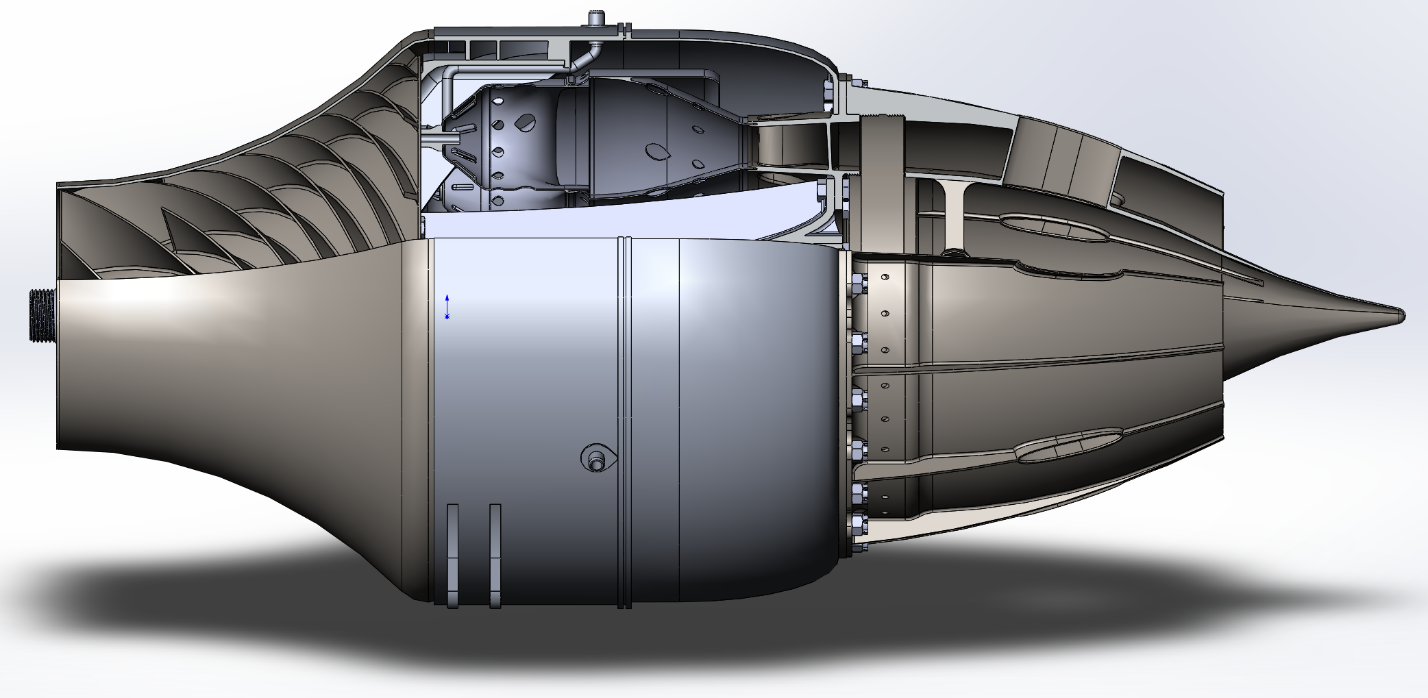
# ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе данной работы рассмотрена возможная область применения проектируемого изделия, существующие аналоги, на основании чего сформировано техническое задание на проектирование турбореактивного двигателя, определён его облик на основании выявленных тенденций, а также технологических возможностей и ограничений, свойственных аддитивным технологиям, в частности – послойному лазерному сплавлению деталей из металлических порошков.

На основании сформированного технического задания произведён проектный термодинамический расчёт двигателя на взлётном режиме, определены его основные расходные и энергетические параметры. Исходя из данных термодинамического расчёта произведены расчёт и проектирование компрессора и камеры сгорания двигателя, в результате которых получены трёхмерные CAD-модели, управляемые расчётными таблицами параметров, которые используются для численного моделирования термогазодинамических процессов данных узлов.

Вокруг спроектированных узлов уточнён и сформирован общий облик двигателя, начато проектирование подшипниковых узлов, силовых элементов, элементов подвеса двигателя, топливной и смазочной систем. На основании результатов численного моделирования уточняются параметры турбины и реактивного сопла.



****

Рисунки 19, 20 – Полученные облик и компоновка турбореактивного двигателя (CAD-модели).

# СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Фетисов В.С. Беспилотная авиация: терминология, классификация, современное состояние / В.С. Фетисов, Л.М. Неугодникова, В.В. Адамовский, Р.А. Краснопёров; под ред. В.С. Фетисова. – Уфа: ФОТОН, 2014. – 217 с.
2. Фултон К. / World Light Turbine Directory/ К. Фултон // FLIGHT International. — 1980. — Выпуск от 19 января. — С. 166-.
3. Фултон К. / World Light Turbine Directory/ К. Фултон // FLIGHT International. — 1979. — Выпуск от 13 января. — С. 81-.
4. ОАО «АМНТК «Союз» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.amntksoyuz.ru/engines/airengines/history/#r95-300. – Авиационные двигатели. – (Дата обращения: 26.05.2017).
5. Научно-производственное объединение «САТУРН» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.npo-saturn.ru/?sat=69. – Малоразмерные ГТД. – (Дата обращения: 30.04.2017).
6. Шулекин В. Т. Газодинамический расчёт турбореактивных и турбовальных двигателей воздушных судов гражданской авиации / В. Т. Шулекин, В. В. Медведев. – Москва: МГТУГА, 2008. – 88с.
7. Емин О. Н. Выбор параметров и газодинамический расчет осевых компрессоров и турбин авиационных ГТД / О.Н. Емин, В.Н. Карасев, Ю.А. Ржавин; под ред. Ю.А. Ржавина. – Москва: Издательство МАИ, 2003. – 146 с.
8. Белоусов А. Н. Проектный термогазодинамический расчёт основных параметров авиационных лопаточных машин / А. Н. Белоусов, Н. Ф. Мусаткин, В. М. Радько, В. С. Кузьмичев. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2006. – 316 с.
9. Фалалеев С.В. Проектирование ступени центробежного компрессора с использованием параметрического моделирования / С.В. Фалалеев, М. Клусачек. – Самара: Издательство СГАУ, 2010. – 77 с.
10. Большагин В.И. Камеры сгорания ГТД / В.И. Большагин, А.А. Саркисов. – Уфа: Уфимский ордена Ленина авиационный институт имени Серго Орджоникидзе, 1982. – 40 с.
11. Старцев Н.И. Конструкция и проектирование камеры сгорания ГТД / Н.И. Старцев. – Самара: Издательство СГАУ, 2007. – 119 с.