



Университет Бейра Интериор  
Инженерия

## **Проектирование и производство мини-турбореактивного**

**Руй Гонсалу Гонсалвеш Эстевеш Перейра**

Диссертация для получения степени магистра в  
области **Аэрокосмическая**  
**инженерия** (Интегрированный цикл обучения)  
(Пересмотренная версия после обсуждения)

Руководитель: Проф. доктор Франсиску Мигел Рибейру Проэнса Брожу

**Ковильян, Февраль 2020**



## Благодарности

Есть много людей, без чьей помощи эта диссертация была бы невозможна. Прежде всего, моя огромная благодарность моей семье, которая поддерживала меня все эти пять лет. Их помощь и поддержка, безусловно, сделали выполнение этого проекта легче.

Во-вторых, моя благодарность моему научному руководителю, профессору Франциско Брожо, который всегда был готов помочь и следил за тем, чтобы весь проект шел в правильном направлении. Кроме того, терпение, которое профессор проявил на протяжении всего проекта, с несколькими неожиданными вызовами, было чрезвычайно ценным, потому что без него я бы не смог выполнить заранее определенные цели этого проекта. Профессор, моя самая искренняя благодарность за возможность развивать такой проект.

Я также хотел бы поблагодарить господина Руя Пауло и господина Жоао Коррею за помощь, оказанную в ходе экспериментальной фазы. Без их поддержки этот эксперимент был бы, безусловно, более сложным.

Наконец, я благодарен за всю поддержку и незабываемые моменты в компании моих друзей, особенно Жозе и Жоао, в течение моих учебных лет.



## Резюме

Разработка и производство небольших реактивных двигателей является относительно недавним явлением, учитывая, что этот тип газовой турбины начал изучаться и разрабатываться гораздо раньше. Однако с течением времени газовые турбины становились все более сложной задачей для разработки и улучшения. Этот тип двигателя требует интенсивного изучения различных областей, связанных с его функционированием, что требует все больше знаний и мастерства, чтобы улучшить даже небольшую деталь. Несмотря на то, что деталь может быть небольшой, ее влияние на общую производительность значительно.

До недавнего времени эти небольшие двигатели разрабатывались без значительной роли в авиационной промышленности, и использовались только для авиамоделей. Однако благодаря развитию науки эти двигатели начинают изучаться и подготавливаться для интеграции в беспилотные летательные аппараты, БПЛА, в качестве их системы пропульсии [1].

Этот проект заключается в разработке турбореактивного двигателя, с учетом размеров двух ранее полученных компонентов — компрессора и турбины, модели турбо INI RHB31 VZ21. Чтобы понять, как выполняется проектирование с соответствующими размерами, было проведено изучение всех компонентов, присутствующих в турбореактивном двигателе, параллельно с основными областями, связанными с функционированием турбореактивного двигателя, например, термодинамическими циклами. После общего изучения турбореактивного двигателя автор перешел к этапу проектирования, на котором процесс определения размеров начинается на основе информации, содержащейся в различных источниках, найденных в библиографии. Определение размеров было выполнено с использованием коэффициента масштаба. Этот коэффициент масштаба был получен из соотношения диаметров компрессоров. В книге г-на Томаса Кампса автор советует новичку разделить размер своего компрессора на размер компрессора, использованного для двигателя г-на Томаса Кампса. Соотношение диаметров, или коэффициент масштаба, было применено к остальным компонентам, произведенным г-ном Томасом Кампсом, что позволило получить размеры для этой газовой турбины, соблюдая рекомендации. Были получены размеры покрытия компрессора, входного фланца, диффузора, вала, туннеля соединения вала, камеры сгорания, топливораспределительного кольца, сопла перед турбиной с направляющими лопатками для потока, сопла выхлопных газов и, наконец, внешнего корпуса. Следующим шагом стал процесс проектирования упомянутых компонентов в соответствии с дизайнами, наблюдаемыми в изученной литературе, с использованием программного обеспечения для трехмерного моделирования CATIA V5R18. Проектирование — это эмпирический процесс, который становится чрезвычайно сложным, чтобы считать какой-либо дизайн абсолютным.

Процесс производства турбореактивного двигателя был осуществлён после завершения процесса проектирования. Следующим шагом было получение необходимых материалов для производства деталей, в основном, алюминия и нержавеющей стали. Использовался литой алюминий, который затем обрабатывался для придания требуемых форм в соответствии с установленным дизайном. Большинство компонентов были изготовлены из листов нержавеющей стали, из которых детали вырезались в соответствии с их размерами и формой в плоской геометрии. Глава, описывающая процесс производства, а также процесс проектирования, объясняется для того, чтобы позволить в будущем воспроизвести выполненную работу или адаптировать её для другого комплекта компрессор/турбина.

их размеры были слишком малы для производства на пятиосевом вертикальном фрезерном станке с числовым программным управлением. Кроме того, сварка, примененная к произведенным деталям, не была выполнена с требуемым качеством, даже несмотря на увеличение толщины деталей для облегчения процесса, как было объяснено в главе 4.3. Таким образом, одна из целей не была достигнута из-за недостаточных средств, которые помешали изготовлению частей реактивного двигателя.

## **Ключевые слова**

Модель турбореактивного двигателя, мини-турбореактивный, термодинамические циклы, проектирование, размерение, CATIA V5R18, процесс производства.

## Аннотация

Разработка и производство малых двигателей с реактивной системой тяги является относительно недавним, учитывая, что этот тип газовой турбины начал изучаться и разрабатываться задолго до первой конструкции этих малых турбореактивных двигателей. Однако с течением времени газовые турбины стали представлять собой большую задачу, становясь все более сложными для разработки и улучшения. Газовая турбина требует интенсивного изучения различных областей, связанных с ее функционированием, что требует дополнительных знаний и навыков для улучшения даже небольшой детали. Хотя деталь может быть небольшой, ее влияние на общую производительность будет значительным.

До недавнего времени эти небольшие двигатели разрабатывались без значительной роли в авиационной промышленности, применяясь только для моделей реактивных двигателей. Однако, с учетом эволюции науки, эти двигатели изучаются и готовятся к интеграции в беспилотные летательные аппараты, БПЛА, в качестве их системы пропульсии [1].

Эта диссертация посвящена разработке турбореактивного двигателя в малом масштабе, с учетом размеров двух ранее полученных компонентов — компрессора и турбины — из модели турбо INI RHB31 VZ21. Для понимания того, как выполнить проектирование с подходящими размерами, было проведено изучение каждого компонента, присутствующего в турбореактивном двигателе, параллельно с фундаментальными областями, касающимися функционирования турбореактивного двигателя, такими как термодинамические циклы. По завершении общего изучения турбореактивного двигателя автор приступил к этапу проектирования, в котором процесс определения размеров начинается на основе информации, содержащейся в различных источниках, найденных в библиографии. Определение размеров осуществлялось с использованием коэффициента масштаба. Этот коэффициент масштаба был получен путем соотношения диаметров компрессора. Вкратце, в книге г-на Томаса Кампса автор советует новичку разделить диаметр своего компрессора на диаметр компрессора, использованного для двигателя г-на Кампса. Соотношение диаметров, или коэффициент масштаба, было применено к оставшимся компонентам, произведенным г-ном Томасом Кампсом, чтобы достичь размеров для этой газовой турбины, соблюдая рекомендованные. Были получены размеры обтекателя компрессора, входного фланца, диффузора, вала, корпуса вала, камеры сгорания, кольца распределения топлива, направляющих лопаток сопла, выхлопного сопла и, наконец, внешнего корпуса. Следующим шагом был процесс проектирования указанных компонентов, с учетом наблюдаемых конструкций, найденных в изученной литературе, с использованием программного обеспечения для трехмерного проектирования CATIA V5R18. Проектирование является эмпирическим процессом, который оказывается чрезвычайно сложным, чтобы считать один проект абсолютным.

Процесс производства турбореактивного двигателя был выполнен после завершения процесса проектирования. Следующим шагом было приобретение необходимого материала для производства деталей, в основном, алюминия и нержавеющей стали. Использовался литой алюминий, который затем обрабатывался для получения требуемой формы в соответствии с установленным проектом. Большинство компонентов были изготовлены из листов нержавеющей стали, из которых детали вырезались в соответствии с их размерами и формой в плоской геометрии. Глава, описывающая процесс производства, а также процесс проектирования, объясняется для возможности будущего воспроизведения выполненной работы или адаптации для другого комплекта компрессора/турбины.

К сожалению, изготовление диффузора и обтекателя компрессора оказалось невозможным, так как их размеры были слишком малы для производства на 5-осевом вертикальном обрабатывающем центре. Более того, сварка, примененная к изготовленным деталям, не была выполнена с требуемым качеством,

даже несмотря на увеличение толщины материала для облегчения процесса, как объясняется в разделе 4.3. Таким образом, одна из основных целей не была достигнута из-за недостаточных средств, которые не позволили изготовить детали реактивного двигателя.

## **Ключевые слова**

Модель реактивного двигателя, мини-турбореактивный, термодинамические циклы, проектирование, определение размеров, CATIA V5R18, производственный процесс.



3.2 Процесс производства.4	0
<b>4 Практический случай</b>	<b>43</b>
4.1 Результаты расчета размеров .	43
4.2 Проектирование прототипа мини-турбореактивного двигателя .	43
4.2.1 Компрессор . . . . .	43
4.2.2 Входной фланец . . . . .	44
4.2.3 Обтекатель компрессора .	45
4.2.4 Диффузор . . . . .	47
4.2.5 Вал и корпус вала .	48
4.2.6 Камера сгорания .	49
4.2.7 Распределитель топлива . . . . .	50
4.2.8 Система направляющих лопаток сопла .	51
4.2.9 Турбина . . . . .	51
4.2.10 Выхлопное сопло, внешний корпус и подшипники .	52
4.3 Производство Компонентов .	54
4.3.1 Процесс формовки.55 4.3.2 Процесс фрезерования.57 4.3.3 Процесс токарной обработки.58 4.3.4 Процесс пайки.59 4.3.5 Процесс сварки.60	
<b>5 Заключение</b>	<b>63</b>
5.1 Недостатки.63 5.2 Будущие работы и рекомендации.64	
<b>Библиография</b>	<b>65</b>
<b>Приложения</b>	<b>69</b>

## Список рисунков

2.1 Эолипил [5] .3 2.2 Прямоточный воздушно-реактивный двигатель [8] .5 2.3 Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель [8] .5 2.4 Ракетный двигатель [8] .5 2.5 Турбореактивный двигатель [6] .5 2.6 Турбовинтовой двигатель [11] .6 2.7 Турбовальный двигатель [12] .6 2.8 Турбовентиляторный двигатель [6] .6 2.9 Двигатель с высоким байпасом, Rolls Royce RB.211 [6] .6 2.10 Открытый цикл [14] .11 2.11 Закрытый цикл [14] .11 2.12 Компоненты реактивного двигателя и аналогичные термодинамические состояния [16] . . . . . 11 2.13 Нумерация станций турбореактивного двигателя [16] .12 2.14 Субзвуковой воздухозаборник [26].19 2.15 Оси симметричный сверхзвуковой воздухозаборник [26] .19 2.16 Прямоугольный сверхзвуковой воздухозаборник [26] .19 2.17 Центробежный компрессор [8] .19 2.18 Типы рабочего колеса [27] .20 2.19 Эволюция давления и скорости в системе рабочее колесо-диффузор [27] . . 20 2.20 Осевая компрессор [6] .21 2.21 Изменения давления и скорости в осевой компрессор [8] .21 2.22 Одновальная осевая компрессор [8] .22 2.23 Двухвальная осевая компрессор [8] .22 2.24 Типы диффузоров [29] . 23 2.25 Камера сгорания [8] .23 2.26 Распределение воздуха внутри горелки [8] .24 2.27 Множественная камера сгорания [8] .25 2.28 Тубо-аннулярная камера сгорания [8] .25 2.29 Кольцевая камера сгорания [8] .26 2.30 Импульсная турбина [8] .27 2.31 Изменение свойств на протяжении [8] .27 2.32 Консольная радиальная турбина [27] .28 2.33 Смешанная радиальная турбина [27] .29 2.34 Сопло Лавалья.30 2.35 Режимы впрыска топлива [29] .31 2.36 Турбокомпрессор, патент Альфреда Бюхи [32] .32 2.37 Компоненты турбокомпрессора.32 2.38 Работа турбокомпрессора[35] .32 2.39 Пример карты компрессора[34] .33 2.40 Карта компрессора RHB31VZ21 [36] .34 3.1 Обтекатель компрессора [29] .36 3.2 Диффузор [29] .37

3.3 Профиль лопаток диффузора[29] .37 3.4 Вал [29] .37 3.5 Корпус вала [29] .37 3.6 Внешняя огневая труба [29].38 3.7 Внутренняя огневая труба[29] .38 3.8 Выхлопное сопло [29] .39 3.9 Процедура проектирования диффузора.42 4.1 Работа вала компрессора в CAD.44 4.2 Эскиз лопаток компрессора в CAD.44 4.3 Вид компрессора CAD.44 4.4 Вид компрессора CAD.44 4.5 Вид спереди входа.45 4.6 Вид сзади входа.45 4.7 Вид сбоку входа.45 4.8 Изометрический вид входа.45 4.9 Эскиз кожуха компрессора.46 4.10 Высота плоскостей проектирования кожуха компрессора.46 4.11 Вид сбоку кожуха компрессора.46 4.12 Вид сзади кожуха компрессора.46 4.13 Изометрический вид кожуха компрессора.46 4.14 Основание диффузора.47 4.15 Клиноподобная лопатка диффузора.47 4.16 Аэродинамический профиль осевой лопатки диффузора.47 4.17 Изометрический вид диффузора.48 4.18 Эскиз корпуса вала.48 4.19 Эскиз вала.48 4.20 Эскиз внешней огневой трубы.49 4.21 Эскиз внутренней огневой трубы.49 4.22 Изометрический вид внутренней огневой трубы.49 4.23 Изометрический вид внешней огневой трубы.50 4.24 Топливное кольцо.50 4.25 Система направляющих лопаток.51 4.26 Вид системы направляющих лопаток сопла.51 4.27 Вид системы направляющих лопаток сопла.51 4.28 Эскиз работы вала турбины.52 4.29 Эскиз лопатки турбины.52 4.30 Изометрический вид турбины.52 4.31 Эскиз выхлопного сопла.53 4.32 Изометрический вид выхлопного сопла.53 4.33 Изометрический вид внешнего корпуса.53 4.34 Эскиз корпуса подшипника.53 4.35 Эскиз сфер подшипника.53 4.36 Пример подшипника 618/5.54 4.37 Печь.55 4.38 Литьевой алюминий.55 4.39 Образцы деталей, вырезанных водяной струей.55

4.40 Отверстия, направленные в простые огневые трубы.56 4.41 Просверленные простые  
огневые трубы.56 4.42 Выхлопное сопло.56 4.43 Внутренняя огневая труба.56 4.44 Вне  
шняя огневая труба.56 4.45 Внешний корпус.56 4.46 Просверленная турбина.57 4.47  
Лопатки системы направляющих лопаток сопла.57 4.48 Основание турбины.58 4.49  
Окружающая и верхняя часть системы направляющих лопаток сопла.58 4.50 Корпус  
вала.58 4.51 Входной фланец.59 4.52 Вал.59 4.53 Опора топливного кольца.60 4.54  
Топливное кольцо.60 4.55 Выхлопное сопло.61 4.56 Внешний корпус.61 4.57 Внутренняя  
огневая труба, вид спереди.61 4.58 Внутренняя огневая труба, вид сзади.61 4.59 Внешняя  
огневая труба.62 4.60 Внешние части системы направляющих лопаток сопла.62 4.61  
Внутренняя часть системы направляющих лопаток сопла.62 В.1 Входной фланец.70 В.2  
Обтекатель компрессора.71 В.3 Диффузор.72 В.4 Корпус вала.73 В.5 Вал.74 В.6  
Прокладки.75 В.7 Внутренняя огневая труба с опорой топливного кольца.76 В.8 Внешняя  
огневая труба.77 В.9 Система направляющих лопаток сопла.78 В.10 Внешний корпус.79  
В.11 Выхлопное сопло.80 С.1 "Камера сгорания".81 С.2 "Турбореактивный двигатель, вид  
спереди".82 С.3 "Турбореактивный двигатель, вид сбоку".82 С.4 "Турбореактивный  
двигатель, вид сзади".83 С.5 "Турбореактивный двигатель, изометрический 3D вид 1".84  
С.6 "Турбореактивный двигатель, изометрический 3D вид 2".85 С.7 "Турбореактивный  
двигатель, изометрический 3D вид средней части".86



## Список таблиц

2.1 Преимущества и недостатки различных рабочих колес [27].21	2.2 Топливо [29] .30	1
Список деталей.69	2 Технические характеристики Turbo VZ21 [36] .87	



## Номенклатура

$A$	Площадь поперечного сечения $m^2$	Скорость звука $m/sc$	Удельная теплоемкость $kJ/kgKE$
Общая мощность $WF$	Тяга $NF/\dot{m}$	Удельная тяга $Ns/kgFHV$	
Теплотворная способность топлива $J/kgf$	Отношение топлива к воздуху $h$	Удельная энтальпия $J/kgK$	
$ke$	Кинетическая энергия $JM$	Число Маха $m$	
Масса $kg\dot{m}$	Массовый расход $kg/spe$	Потенциальная энергия $JP$	Давление $PaQ$
		Тепловая мощность $WR$	Универсальная газовая постоянная $kJ/kgKS$
Удельный расход топлива $mg/NsT$	Температура $KV$	Скорость $m/sW$	
Рабочая мощность $W\eta_p$	Пропульсивная эффективность $\gamma$	Отношение теплоемкостей $\pi$	Степень сжатия $\rho$
Плотность $kg/m^3\tau$	Отношение температур $\tau_\lambda$		
Максимальное отношение стагнационной энтальпии	$\theta$	Энергия текущей жидкости $J$	

## Индексы

$a$	Воздух	$b$
Горелка	Компрессор	
$cc$	Камера сгорания	
$f$	Топливо	$in$ Вход
$m$	Механический	$o$
Общий	$out$ Выход	$p$
Постоянное давление	$r$	
Условия свободного потока		
$t$	Турбина	$th$
Тепловой	$v$ Постоянный	
объем	0 Общий	1
Начальное состояние	2	
Конечное состояние		

## Список аббревиатур

САПР Система автоматизированного проектирования CATIA  
Компьютерное трехмерное интерактивное приложение КС Камера  
сгорания ЧПУ Числовое программное управление FABLAB Лаборатория  
производства НГВ Направляющие лопатки сопла радиоуправляемый  
Удельный расход топлива на тягу БПЛА Беспилотный летательный  
аппарат Университет Бейра Интериор



# Глава 1

## Мотивация и цели

### 1.1 Мотивация

Мечта человека о полете всегда вызывала у нас интерес и долгое время занимала наши мысли. Мы начали с наблюдения за полетом птиц, изобретения воздушного змея, орнитоптера Леонардо да Винчи, первого воздушного шара, также известного как шар Монгольфье, планера, аэродрома и, наконец, Планера братьев Райт [2].

Изучая создание устойчивых крыльев для генерации подъемной силы, мы также занимались изучением систем тяги, потому что понимали, что для устойчивого полета необходим источник энергии. Первые были созданы паровые машины, затем двигатель внутреннего сгорания, за которым последовала газовая турбина. Наконец, наша мечта осуществилась, когда братья Райт совершили первый полет.

Мы начали разрабатывать новые крылья самолетов, материалы, конструкции и системы двигателей. Все они подвергались тщательному изучению и исследованию, пока мы не достигли современных самолетов, и, тем не менее, мы не прекращаем исследования для дальнейших улучшений. Разработка современных самолетов позволила нам пересекать континенты и взаимодействовать с различными культурами. Более того, чтобы достичь другого континента за считанные часы, самолет должен быть чрезвычайно хорошо спроектирован, построен и оснащен. Двигатели самолета обеспечивают значительную тягу, позволяя самолету достигать необходимой скорости для выполнения поставленной задачи. В зависимости от назначения самолета, например, для военных дальних операций, коммерческих рейсов или боевых ситуаций, они разрабатываются и улучшаются до мельчайших деталей. Например, в боевых ситуациях самолеты строятся для полета на поразительной скорости, превышающей скорость звука, 343 м/с [3]. Газотурбинные двигатели, благодаря технологическому и научному прогрессу, больше не являются недоступными для тех, кто интересуется и хочет построить один. К счастью, в наши дни существуют мини-турбореактивные двигатели, которые можно построить и улучшить.

Ручные реактивные двигатели появились недавно и известны как мини-турбореактивные или модельные реактивные двигатели. Эти небольшие машины начали занимать свое место в промышленности, где они разрабатываются и производятся компаниями для возможного применения в БПЛА[1]. Эти газовые турбины могут быть применены в радиоуправляемом (RC) модельном реактивном двигателе.

Задача создания мини-турбореактивного двигателя сама по себе привлекательна для тех, кто интересуется системами тяги, а также, зная возможность внести вклад в дальнейшие работы, побуждает взяться за нее. Таким образом, через изучение проектирования и производства газовых турбин был разработан прототип мини-турбореактивного двигателя, некоторые части были изготовлены, и вскоре оставшиеся будут изготовлены, и финальный двигатель будет подвергнут экспериментальному анализу.

## 1.2 Цели

Основная цель этой диссертации сосредоточена на проектировании и строительстве турбореактивного двигателя малых размеров. Изначально трехмерное проектирование небольшого реактивного двигателя было выполнено в программном обеспечении для автоматизированного проектирования (САПР), в частности, CATIA. Проектирование было выполнено в соответствии с размерными значениями, полученными в ходе изучения проектирования реактивных двигателей малого масштаба.

Критерии размерности, найденные в доступной литературе, были приняты автором. Этот метод основывается на эмпирических данных, в частности, на разработанных к этому времени конструкциях. Это было значительной помощью для получения адекватных размеров основных компонентов, что дало возможность определить размеры оставшихся частей. Подход к определению размеров подробно объясняется в главе 3.

Последняя и основная цель этой работы — описать серию шагов, предпринятых для производства небольшой модели реактивного двигателя для практического применения, в прозрачной форме, чтобы помочь читателю создать свой маломасштабный реактивный двигатель.

## 1.3 Структура документа

Весь документ организован в пять глав, где каждая глава сосредоточена на нескольких частях, в соответствии с обычным форматом магистерской диссертации.

Первая и текущая глава проявляет мотивацию автора, которая предшествовала разработке этой диссертации. Кроме того, цели и организация документа представлены логически, для более легкого понимания того, что предлагается в этой диссертации.

Вторая глава представляет обзор литературы, вводя в тему газовой турбины, описывая ее типы, в частности, турбореактивный двигатель. Далее следует общее описание компонентов, составляющих реактивный двигатель, вместе с термодинамическими концепциями, которые позволяют понять общее функционирование реактивного двигателя.

Третья глава описывает, как был осуществлен процесс определения размеров, обосновывая выборы размеров компонентов.

Четвертая глава устанавливает процедуры, предпринятые для проектирования и изготовления необходимых компонентов, завершающиеся их сборкой. Наряду с дальнейшими модификациями, сделанными в процессе.

Пятая и последняя глава раскрывает выводы, сделанные на основе практической процедуры, препятствия, встреченные в ходе разработки этой диссертации, а также предложения для будущих работ.

## Глава 2

### Библиографический обзор

#### 2.1 Исторический обзор газовых турбин

Первый концепт появился во времена Римско-Египетского периода, созданный Героном, или Героном Александрийским. Эолипил, название изобретения Герона, представляет собой радиальную паровую турбину, которая сочетает два сопла на противоположных сторонах, через которые выходит пар, образующийся при кипении воды внутри сферы, заставляя центр сферы вращаться и генерировать крутящий момент. Пример паровой машины показан на рисунке 2.1.



Рисунок 2.1: Эолипил [5]

Физический принцип реакции был реализован в тринадцатом веке китайцами с использованием фейерверков [6]. Спустя три столетия, в 1687 году, Сэр Исаак Ньютон сделал важный шаг вперед, сформулировав три закона движения:

1. Инерция: Объект, движущийся по прямой линии, будет оставаться в равномерном движении, если на него не будет воздействовать внешняя сила, изменяющая его состояние [7].
2.  $Force = m \times g$ , изменение скорости,  $g$ , зависит от массы,  $m$ , объекта, когда на него воздействует внешняя сила,  $F$ , [7].
3. Закон действия и противодействия: например, камень оказывает силу на землю, так как земля прикладывает равную силу к камню [7].

Эти законы позволили нам со временем сделать важные шаги к газовым турбинам. Первый шаг был сделан в 1791 году Джоном Барбером, англичанином, который получил патент на термодинамический цикл газовой турбины, известный как цикл Брайтона, тот же цикл, что и у современных газовых турбин. Используя этот цикл, Ганс Хольцварт разработал электрическое зажигание смеси в камере сгорания с контролируруемыми клапанами в 1908 [6].

В 1913 году Рене Лорен запатентовал двигатель, использующий реактивную систему. Это был первый дозвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель, однако реализовать проект не удалось из-за качества

материалов того времени. Материалы не могли выдерживать высокие температуры, а развитие реактивной системы только начиналось, что сказывалось на эффективности самолетов [8].

Реактивные двигатели были созданы в 1930 году, когда Сэр Фрэнк Уиттл запатентовал конструкцию центробежной газовой турбины для реактивной тяги. Позже, в 1937 году, он провел первое статическое испытание в истории реактивного двигателя. Несмотря на то, что Уиттл провел первое статическое испытание, именно Ханс Йоахим Пабст фон Охайн, работая на авиастроительную компанию Хейнкель, создал турбореактивный двигатель, работающий на газообразном водороде, аналогичный конструкции Уиттла, который использовался в качестве двигателя для самолета He-178, осуществившего первый в мире полет на турбореактивном двигателе в 1939 году. Три года спустя двигатель Фрэнка Уиттла был впервые использован в качестве двигателя самолета [6].

Первый полет на турбореактивном двигателе с осевым потоком состоялся в Германии в том же году, когда произошел полет на двигателе Уиттла. Осевой турбореактивный двигатель Jumo 004A был силовой установкой самолета Me-262. Руководителем этого проекта, выбранным компанией Юнкерс, был Ансельм Франц [6]. Несмотря на то, что двигатель Фрэнка Уиттла не мог быть построен так быстро, он заложил основы современной газовой турбины [8].

Система реактивной тяги была и остается предметом тщательного изучения в поисках улучшений, с перспективой успешного применения в этом типе двигателя в будущем. Лишь спустя годы после того, как турбореактивный двигатель был применен на самолете, начала появляться идея воспроизведения того же двигателя в малом масштабе. Историю миниатюрных турбореактивных двигателей трудно датировать, однако считается, что ее начал Курт Шреклинг, немецкий техник и любитель астрономии. Курт первым воспроизвел турбореактивный двигатель в малом масштабе, открыв двери для малых или миниатюрных моделей реактивных двигателей [9]. В своей книге "Газовые турбины для моделей самолетов" он объясняет, как построил двигатель FD 3/64, который стал отправной точкой для будущих миниатюрных турбореактивных двигателей. Это позволило другим улучшать турбореактивный двигатель Курта, а также разрабатывать новые маломасштабные газовые турбины на основе его двигателя, такие как KJ66 [10].

### 2.1.1 Типы газовых турбин

История газовых турбин показывает нам огромное и быстрое развитие этого двигателя. Это продукт сочетания различных областей, таких как термодинамика, механика, аэродинамика и другие, которые до сих пор изучаются в полной мере для улучшений. Только после понимания этих областей рассматривается полезность газовой турбины, а затем она проектируется в зависимости от того, используется ли она для космической миссии, авиационного транспорта или для воздушных боевых ситуаций. Команды ученых, инженеров и техников создали газовые турбины с различными способами преобразования и подачи энергии в соответствии с их назначением, такими как реактивные двигатели: ракетный, прямоточный воздушно-реактивный двигатель, также известный как прямоточный воздушно-реактивный двигатель, пульсирующий реактивный двигатель и турбореактивный двигатель, или пропеллерные реактивные двигатели: турбовинтовой двигатель, турбовентиляторный двигатель и турбовальный двигатель [8].

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель, рисунок 2.2, состоит из расходящегося входного устройства и сходящегося или сходяще-расходящегося сопла. Этот двигатель требует поступательного движения для создания тяги. Без вращающихся частей воздух принудительно поступает в расходящийся канал, после чего происходит сгорание с топливом, где газы ускоряются через выхлопную секцию в атмосферу [8].

Другой родственник реактивного двигателя, пульсирующий реактивный двигатель, рисунок 2.3, использует аналогичный канал как у прямоточного воздушно-реактивного двигателя, но более прочный из-за более высоких давлений. Воздух проходит через открытые клапаны во входном устройстве, попадает в камеру сгорания, где происходит сгорание топлива, вызы-

вая расширение газа, тем самым увеличивая давление. В результате повышения давления клапаны закрываются, и газ выбрасывается через заднюю часть. Высокий расход топлива и неравномерная производительность по сравнению с современной газовой турбиной делают этот двигатель непригодным для использования в самолетах [8].

Ракетный двигатель, изображенный на рисунке 2.4, отличается от других двигателей тем, что не использует кислород из атмосферного воздуха для сгорания, а вместо этого использует специфическое топливо, химически разлагаемое с кислородом [8].

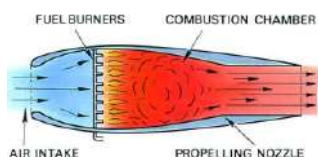


Рисунок 2.2: Прямоточный воздушно-реактивный двигатель [8]

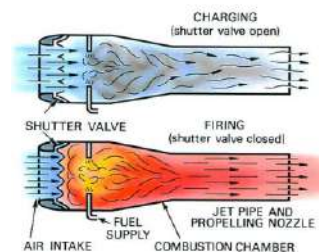


Рисунок 2.3: Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель [8]

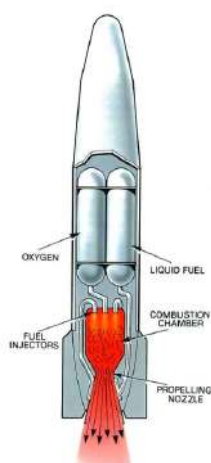


Рисунок 2.4: Ракетный двигатель [8]

Турбореактивный двигатель, показанный на рисунке 2.5, представляет собой соединение компрессора, камеры сгорания и турбины, называемое газогенератором, с входным устройством и выхлопным соплом. Добавленное выхлопное сопло преобразует большую часть энергии воздушного потока в скорость.

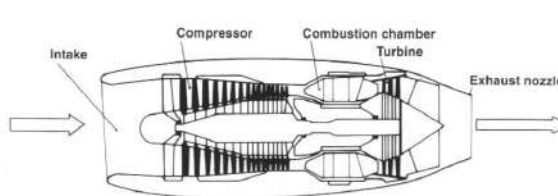


Рисунок 2.5: Турбореактивный двигатель [6]

С комбинацией пропеллера и турбины связаны вентилятор в кольцевом канале, пропфаны и двигатели с обходным контуром. В турбовинтовом двигателе, показанном на рисунке 2.6, две турбины выполняют функции поддержания работы компрессора и приведения в движение пропеллера. В аналогичном двигателе, турбовальном, показанном на рисунке 2.7, турбина приводит в действие компрессор, а вторая турбина будет приводить в действие

вал, который, в свою очередь, соединен с системой передачи, вращающей лопасти вертолета[6].

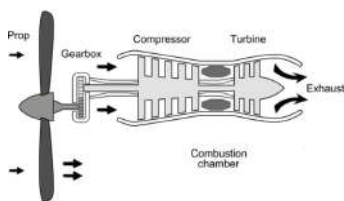


Рисунок 2.6: Турбовинтовой двигатель [11]

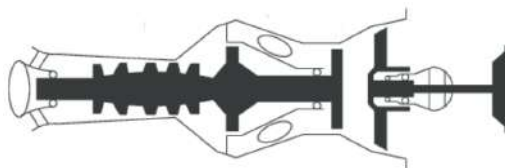


Рисунок 2.7: Турбовальный двигатель [12]

Турбовентиляторный двигатель, изображенный на рисунке 2.8, также имеет две турбины, одна из которых поглощает энергию от горячего воздушного потока, а другая использует избыточную работу вала для привода низконапорного компрессора, вентилятора. Он имеет более низкую пропульсивную эффективность по сравнению с турбовинтовым двигателем, когда они работают на одной и той же крейсерской скорости и на более низких скоростях. Тем не менее, на более высоких скоростях турбовентиляторный двигатель имеет преимущество. Двигатели, такие как турбовентиляторные, начали и продолжают широко использоваться благодаря высоким значениям пропульсивной эффективности по сравнению с турбореактивным двигателем. Эти значения объясняются обходным воздушным потоком[6].

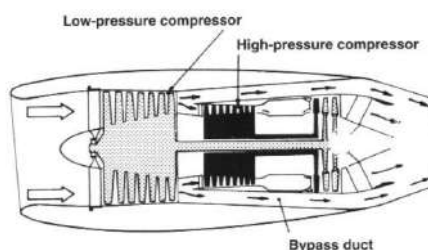


Рисунок 2.8:  
Турбовентиляторный  
двигатель [6]

Двигатели с обходным воздушным потоком делятся на два типа: с низкой степенью двухконтурности и с высокой степенью двухконтурности, где степень двухконтурности обозначает количество воздуха, обходящего ядро двигателя, по отношению к воздуху, проходящему через ядро. Двигатель состоит из компрессора высокого и низкого давления и соответствующих турбин, которые приводятся в движение двумя соосными валами. Воздух засасывается компрессором низкого давления, вентилятором, который разделяет воздух на два потока. Большая часть воздуха направляется через стороны ядра двигателя, а небольшая часть идет на сгорание, после чего два воздушных потока соединяются в выпускной секции. Это означает меньшее потребление топлива по сравнению с предыдущими двигателями с аналогичной тягой без этой технологии, что позволяет двигателю эффективно работать на больших высотах. Доминирующее использование этой технологии, в частности, двигателей с высокой степенью двухконтурности, в системах пропульсии гражданской авиации и дальних военных миссиях оправдано низким потреблением топлива, которое считается самым важным параметром эффективности [6]. Пример двигателя с высокой степенью двухконтурности показан на рисунке 2.9.

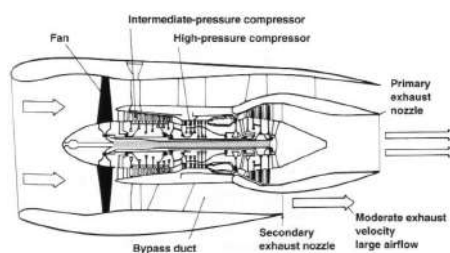


Рисунок 2.9: Двигатель с высоким обходом, Rolls Royce RB.211 [6]

Турбореактивный двигатель является более простым Турбовентиляторным двигателем, что означает отсутствие обходного воздушного потока. Это приводит к меньшей эффективности, однако компенсируется скоростью. Эти двигатели могут достигать сверхзвуковых скоростей, что является одной из причин их использования в военных самолётах [6].

## 2.2 Обзор цикла

Рассмотренная литература содержит обширную и плотную информацию о термодинамических циклах и их свойствах. Поэтому будет представлено только резюме, чтобы избежать обширного и глубокого анализа. Для более детальной информации о термодинамических циклах и соответствующих газовых турбинах автор рекомендует читателю обратиться к следующим книгам, где можно найти больше информации: *Термодинамика: Инженерный подход*, Ченгель, Юнус А. и *Boles, Michael A. и Аэротермодинамика газовых турбин и ракетных двигателей*, Оутс, Джордж С., главы 5.3, 7.4, 9.8 и глава 2, соответственно. Тем не менее, другая литература не была проигнорирована.

В резюме будет представлено общее функционирование газовой турбины, за которым следует идеальный термодинамический цикл вместе с анализом идеального поведения компонентов турбореактивного двигателя. Затем уравнения эффективности реактивного двигателя демонстрируются для завершения анализа цикла турбореактивного двигателя.

### 2.2.1 Рабочий цикл

Подраздел о рабочем цикле направлен на объяснение функционирования двигателя с реактивной двигательной системой, описывая его термодинамический цикл вместе с его свойствами.

Рабочий цикл начинается с поступления воздуха в компрессор, задача которого — увеличить давление с помощью механической мощности вала [6]. Увеличение давления оказывает уменьшающее воздействие на объем воздушного потока, что, в свою очередь, повышает температуру воздуха [8]. Воздух под давлением поступает в камеру сгорания, где добавляется и сжигается топливо, повышая температуру до чрезвычайно высоких значений. В процессе сгорания газа объем, как и температура, увеличивается из-за открытой структуры камеры сгорания, поддерживая давление постоянным [8]. Процесс сгорания повышает энергетическое состояние молекул до высоких уровней, позволяя эффективно использовать необходимое количество энергии турбиной [6]. В результате работы, извлеченной из газа, турбина начинает вращаться, преобразуя избыточную энергию газа в механическую мощность, создавая движение. Это вращательное движение заставит колесо компрессора вращаться благодаря работе, предоставленной турбиной, которая передается вращением вала к компрессору на другом конце ротора [6]. На этом этапе переменные газа, давление и температура уменьшаются, тогда как объем увеличивается. Наконец, поток газа достигает финальной стадии, на выхлопном сопле, где газ выбрасывается в окружающую среду на высокой скорости, создавая тягу [8].

В цикле двигателя необходимо сохранить три основных условия:

- При сжатии происходит увеличение давления с последующим уменьшением объема и повышением температуры [8].
- В процессе сгорания происходит повышение температуры, в то время как давление остается постоянным, а объем увеличивается [8].

- При расширении объем увеличивается, сопровождаясь снижением давления и температуры [8]

Рабочий цикл газовой турбины, как правило, сравнивается с рабочим циклом четырехтактного поршневого двигателя с учетом четырех аналогичных ступеней каждого двигателя. Оба двигателя начинают свой цикл с фазы всасывания, за которой следуют сжатие, сгорание и расширение. Тем не менее, все ступени поршневого двигателя выполняются внутри цилиндра, тогда как в реактивном двигателе каждой компоненте назначена соответствующая функция, что приводит к непрерывному действию, а не прерывистому. Более того, сгорание в реактивном двигателе происходит при постоянном давлении, в отличие от поршневого двигателя, где процесс сгорания происходит в замкнутом пространстве. Поэтому реактивный двигатель способен работать с большими массами воздуха с легкими компонентами. На заключительной стадии, стадии выхлопа, газы, расширенные турбиной, покидают сопло, создавая движущую силу, необходимую для этого двигателя. В отличие от этого, выхлопные газы поршневого двигателя не оказывают такого значительного воздействия [6]. Учитывая указанные различия, газотурбинный двигатель устраняет три холостых такта, следовательно, больше топлива может быть сожжено за более короткий период. Поскольку турбореактивный двигатель является тепловым двигателем, с увеличением сжигаемого топлива повышается температура камеры сгорания, что приводит к значительному расширению газов. Кроме того, вырабатывается больше мощности для заданного размера [8]. Чтобы поршневой двигатель выработал такое же количество мощности, он должен быть чрезвычайно большим, тяжелым, и его производство было бы серьезной проблемой [6].

Когда газ выходит из сопла, он постепенно рассеивается до окружающих условий, возвращаясь в свое первоначальное состояние. Возврат газа в его первоначальное состояние означает, что переменные состояния также возвращаются в свои исходные условия, что называется обратимым процессом. Чтобы процесс считался обратимым, он должен сочетать внутреннюю и внешнюю обратимость. Если состояния газа могут быть восстановлены в обратной последовательности, в то время как система подвергается процессу, в котором градиенты давления и температуры незначительны, процесс определяется как внутренне обратимый. Между тем, чтобы процесс считался внешне обратимым, атмосферные изменения, сопровождающие процесс, могут быть обращены в последовательности. Однако обратимый процесс невозможно достичь из-за необратимых факторов, таких как градиенты температуры, давления и скорости, вызванные теплопередачей, трением, химической реакцией и работой, приложенной к системе. Несмотря на необратимость реальных процессов, обратимый процесс стандартизирован для оценки успешности реальных процессов с учетом потерь, а также для возможности вывода термодинамических соотношений для оценки реальности [13].

## 2.2.2 Термодинамический цикл

### 2.2.2.1 Теоретические понятия

Далее представлены понятия, которые необходимо учитывать для понимания условий и свойств, лежащих в основе идеального термодинамического цикла, охватывающего все газовые турбины, в частности, турбореактивный двигатель.

- Процесс стационарного потока

Газовые турбины, как правило, строятся для непрерывной работы, при которой приближаются условия их эксплуатации. Предполагая, что они работают в тех же условиях с течением времени, этот процесс называется процессом стационарного потока. Это означает, что свойства жидкости остаются неизменными на протяжении всего процесса. Протекая в контрольном объеме, свойства жидкости могут изменяться в различных фиксированных точках, но остаются неизменными,

от начала до конца. В результате масса,  $m$ , объем,  $V$ , и общая скорость энергии или общая мощность,  $E$ , остаются постоянными на протяжении всего этого процесса [14].

Применяется принцип сохранения массы, который утверждает, что, рассматривая контрольный объем, общая скорость поступления массы равна общей скорости выхода массы [14]. Поскольку увеличение или уменьшение массы отсутствует, массовый расход,  $\dot{m}$ , остается равным от начала до конца процесса [14]. Это выражается в форме,

$$\sum_{in} \dot{m} = \sum_{out} \dot{m} \quad [14] \quad (2.1)$$

Рассматривая это для однородного одиночного потока, обозначая состояния на входе и выходе как 1 и 2 соответственно, баланс массы становится,

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2 \rightarrow \rho_1 V_1 A_1 = \rho_2 V_2 A_2 \quad [14] \quad (2.2)$$

Где  $\rho$ ,  $V$  и  $A$  обозначают плотность, скорость потока и площадь поперечного сечения.

В контексте общей скорости энергии, энергия остается неизменной в контрольном объеме, что указывает на отсутствие изменений в общей мощности. Это упрощает энергетический баланс до [14],

$$\dot{E}_{in} = \dot{E}_{out} \quad [14] \quad (2.3)$$

Помня, что передача энергии происходит в форме массы,  $\dot{m}$ , работы,  $W$  и тепла,  $Q$ , энергетический баланс представляется как,

$$Q_{in} + W_{in} + \sum_{in} \dot{m}\theta = Q_{out} + W_{out} + \sum_{out} \dot{m}\theta \quad [14] \quad (2.4)$$

Где энергия текущей жидкости,  $\theta$ , описывается как,

$$\theta = h + ke + pe \quad [14] \quad (2.5)$$

Где  $h$ ,  $ke$  и  $pe$  определяются как энтальпия или внутренняя энергия, кинетическая энергия и потенциальная энергия.

Взаимодействие тепла и работы определяется теплопередачей в систему, подводом тепла и работой, произведенной системой, выходом работы [14]. Учитывая, что изменений в кинетической и потенциальной энергии нет, энергетический баланс выражается следующим образом,

$$Q - W = h_2 - h_1 \quad [14] \quad (2.6)$$

- Стагнационные свойства

В анализе контрольных объемов обычно объединяют внутреннюю энергию и энергию жидкости, чтобы сформировать одну переменную, уже упомянутую, удельную энтальпию,  $h$ . В большинстве случаев кинетическая и потенциальная энергия не учитываются, определяя энтальпию как полную энергию жидкости. Однако, когда кинетическая энергия не пренебрегается, обычно целесообразно преобразовать кинетическую энергию в энтальпию жидкости, объединяя их в один термин, определяемый как стагнационная или полная удельная энтальпия, показанная в уравнении 2.7 [14].

$$h_o = h + \frac{V^2}{2} \quad [14] \quad (2.7)$$

В уравнении 2.7 энтальпия различается на два типа: статическая и стагнационная энтальпия,  $h$  и  $h_o$  соответственно.

В результате преобразования кинетической энергии в энтальпию увеличиваются температура и давление. Эти свойства жидкости признаются как стагнационные свойства или изоэнтропические стагнационные свойства. Энтальпия и стагнационная температура изоэнтропического стагнационного состояния и фактического состояния одинаковы, если жидкость является идеальным газом. Фактическое стагнационное давление отличается от изоэнтропического стагнационного давления, поскольку энтропия увеличивается из-за трения жидкости [14]. Предполагая, что жидкость является идеальным газом, энтальпию можно заменить произведением постоянной удельной теплоемкости на температуру, как показано в уравнении 2.9.

$$c_p T_o = c_p T + \frac{V^2}{2} \quad [14] \quad (2.8)$$

Становление,

$$T_o = T + \frac{V^2}{2c_p} \quad [14] \quad (2.9)$$

Где  $T_o$  обозначает стагнационную или полную температуру, другими словами, температуру, которую идеальный газ достигает, когда он приводится в состояние покоя в адиабатическом процессе, а термин  $\frac{V^2}{2c_p}$  представляет собой увеличение температуры в процессе, называемом динамической температурой [14].

Связь между температурой и давлением демонстрируется в уравнении 2.10.

$$\frac{P_o}{P} = \frac{T_o^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{T} \quad [14] \quad (2.10)$$

Где  $P_o$  и  $\gamma$  называются стагнационным давлением и отношением удельных теплоемкостей.

### 2.2.2.2 Цикл Брайтона

Это термодинамический цикл, идеализированный, присутствующий во всех газовых турбинах, оснащенных основными компонентами, такими как компрессор, камера сгорания и турбина [15]. Цикл делится на два типа: открытый и закрытый цикл. Первый цикл состоит из воздуха, находящегося в атмосферных

условиях, поступающего в компрессор, который повышает температуру и давление воздуха. Прессованный воздух поступает в камеру сгорания, где он смешивается с топливом, после чего происходит сгорание при постоянном давлении. Когда процесс сгорания завершен, газ выходит в турбину при экстремальных температурах, где происходит расширение газа [14]. На этом этапе взаимодействие газа с турбиной используется для привода компрессора. Оставшаяся работа газа используется для ускорения потока, направляемого выхлопным соплом наружу [16]. Поскольку газ расширяется наружу, цикл классифицируется как открытый. Напротив, если бы газ рециркулировался, цикл считался бы закрытым. На рисунках 2.10 и 2.11 описаны открытый и закрытый циклы [14].

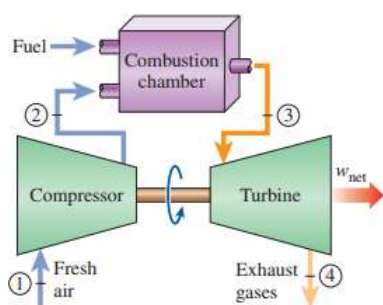


Рисунок 2.10: Открытый цикл [14]

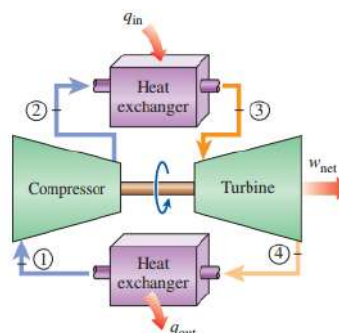


Рисунок 2.11: Закрытый цикл [14]

Отметим, что в закрытом цикле процесс сгорания был заменен на добавление тепла при постоянном давлении, сопровождаемое заменой процесса выпуска на процесс отвода тепла при постоянном давлении наружу [14].

Рабочий цикл турбореактивного двигателя соответствует открытому циклу Брайтона, который является обычным типом цикла для газовых турбин [14]. Рисунок 2.12 иллюстрирует компоненты реактивного двигательного устройства с соответствующим циклом Брайтона.

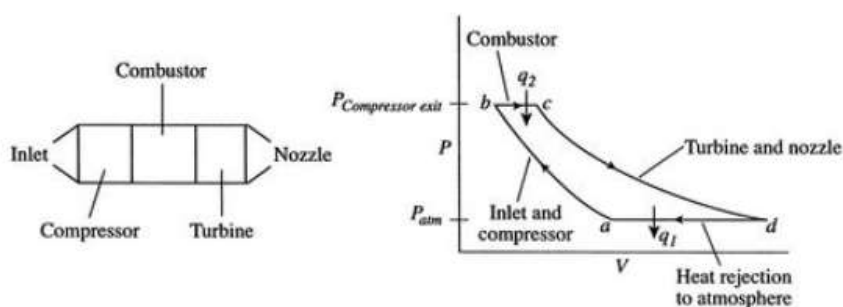


Рисунок 2.12: Компоненты реактивного двигателя и аналогичные термодинамические состояния [16]

Термодинамические состояния, показанные на рисунке 2.12, различаются в четырех процессах. Легенда этого цикла формулируется следующим образом:

- a-b: Сжатие во входном устройстве и компрессоре в изоэнтропийном процессе [16].
- b-c: Сгорание топлива при постоянном давлении [16].
- c-d: При расширении объем увеличивается, а давление и температура снижаются [16].
- d-a: Воздушное охлаждение при постоянном давлении [16].

### 2.2.2.3 Анализ поведения цикла

Анализ цикла — это процесс получения оценок параметров производительности, таких как тяга или удельный расход топлива, рассчитанных после принятия некоторых условий и проектных спецификаций, представленных ниже [17].

#### Условия

- Рабочее тело рассматривается как идеальный газ с постоянной теплоемкостью и отношением удельных теплоемкостей [17].
- Изоэнтропическое сжатие/расширение [17].
- Внешний источник тепла для сгорания и масса топлива не учитываются [17].

#### Дизайн

- Атмосферное давление и значения температуры [17].
- Степень сжатия [17].
- Число Маха на входе [17].

В этом подразделе представлены идеальные и реальные характеристики компонентов, указывающие температуру и давление для каждой станции. Станции будут обозначены номерами для удобства ссылки, как показано на рисунке 2.13. Фактический анализ цикла турбореактивного двигателя представлен в Приложении D.

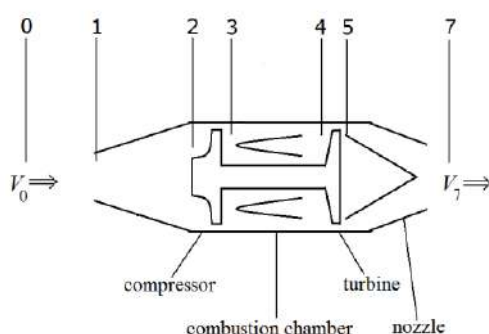


Рисунок 2.13: Нумерация станций турбореактивного двигателя [16]

#### Описание станций

- 0: Свободный поток
- 1: Входное устройство
- 2: Вход в компрессор
- 3: Выход из компрессора
- 4 : Вход в турбину
- 5 : Выход турбины
- 6: Вход в сопло
- 7: Выходное сопло

Анализ идеального поведения компонентов

- Входное устройство (i)

В идеальном случае, когда поток проходит через входное устройство, он считается изэнтропическим. Это делает индукцию процессом с постоянной энтальпией. Соотношения, резюмирующие идеальное поведение входного устройства, представлены в уравнении 2.11 и уравнении 2.12, [19].

$$\pi_i = \frac{\text{Pressure at Inlet Entry}}{\text{Free stream Air Pressure}} = \frac{P_{02}}{P_{0r}} = 1 \quad [19] \quad (2.11)$$

$$\tau_i = \frac{\text{Temperature at Inlet Entry}}{\text{Free Stream Air Temperature}} = \frac{T_{02}}{T_{0r}} = 1 \quad [19] \quad (2.12)$$

- Компрессор (c)

На этом этапе компрессор добавляет энергию в поток в виде работы и, следовательно, увеличивает его температуру и давление. Уравнение 2.13, выражающее работу компрессора, показано ниже [20].

$$W_c = \dot{m}_a c_p (T_{03} - T_{02}) \quad [20] \quad (2.13)$$

Температура на выходе из компрессора может быть получена с использованием соотношения температуры и давления, найденного в уравнении 2.14.

$$\tau_c = \pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} \quad [20] \quad (2.14)$$

Будучи степенью сжатия, уравнение 2.15 и температурным отношением, уравнение 2.16

$$\pi_c = \frac{\text{Pressure at Compressor Exit}}{\text{Pressure at Compressor Entry}} = \frac{P_{03}}{P_{02}} \quad [20] \quad (2.15)$$

$$\tau_c = \frac{\text{Temperature at Compressor Exit}}{\text{Temperature at Compressor Entry}} = \frac{T_{03}}{T_{02}} \quad [20] \quad (2.16)$$

- Горелка/Камера сгорания (b)

Как ранее объяснялось в рабочем цикле, процесс сгорания осуществляется при постоянном давлении, что в идеальном случае, степень сжатия, уравнение 2.17, и температурное соотношение, уравнение 2.18, равны,

$$\pi_b = \frac{\text{Pressure at Turbine Entry}}{\text{Pressure at Compressor Exit}} = \frac{P_{04}}{P_{03}} \quad [21] \quad (2.17)$$

$$\tau_b = \frac{\text{Temperature at Turbine Entry}}{\text{Temperature at Compressor Exit}} = \frac{T_{04}}{T_{03}} \quad [21] \quad (2.18)$$

Напомним, что это адиабатический процесс с постоянным давлением и полным сгоранием, следовательно, эффективность сгорания,  $\eta_{br}$ , равна единице. Кроме того, энтальпия является произведением коэффициента удельной теплоемкости при постоянном давлении и температуре [21]. Таким образом, уравнение энергии 2.19 выглядит следующим образом,

$$(1 + f)c_{pt}T_{04} = c_{pc}T_{03} + fFHV \quad [21] \quad (2.19)$$

Где  $FHV$  и  $f$  относятся к теплотворной способности топлива и соотношению топлива к воздуху. Используя уравнение 2.19, это можно связать с температурным отношением, уравнение 2.20.

$$\tau_b = \frac{T_{04}}{T_{03}} = \frac{1 + fFHV/c_pT_{03}}{1 + f} \quad [21] \quad (2.20)$$

Где,

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \quad [22] \quad (2.21)$$

- Турбина (t)

Нагретый поток, проходящий через турбину, подвергается снижению давления и температуры. Турбина, как было объяснено ранее, использует энергонасыщенный поток, выполняя работу. В уравнении 2.22 показана работа турбины на единицу массы воздушного потока.

$$\Delta W_m = c_{pt}T_{04}(1 - \tau_t) \quad [17] \quad (2.22)$$

В случае, если цикл считается идеальным, стадия расширения рассматривается как изоэнтروпийный процесс. Таким образом, турбина не имеет потерь, полностью используя избыток энергии за счет стадии сгорания, что приводит к значению эффективности, равному единице [17]. Соотношение между температурой и степенью сжатия турбины можно описать, как показано в уравнении 2.23.

$$\tau_t = \pi_t^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1}} \quad [23] \quad (2.23)$$

Где,

$$\pi_t = \frac{\text{Pressure at Turbine Exit}}{\text{Pressure at Turbine Entry}} = \frac{P_{05}}{P_{04}} \quad [23] \quad (2.24)$$

And,

$$\tau_t = \frac{\text{Temperature at Turbine Exit}}{\text{Temperature at Turbine Entry}} = \frac{T_{05}}{T_{04}} \quad [21] \quad (2.25)$$

- Сопло (n)

Поведение сопла по сравнению с поведением входного устройства одинаково, то есть поток является изоэнтропическим, проходя через указанную ступень [17]. При данных условиях,

полное давление и температура, уравнение 2.26, сопла равны,

$$\pi_n = \frac{P_{07}}{P_{05}} = \tau_n = \left( \frac{T_{07}}{T_{05}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 1 \quad [24] \quad (2.26)$$

Производительность реактивного двигателя

Эта часть включает основные меры для оценки производительности турбореактивного двигателя в идеальных условиях. Предполагая, что газ является калорически совершенным на протяжении всего цикла, давление на выходе турбореактивного двигателя эквивалентно атмосферному давлению, а также отношение топлива к воздуху значительно меньше единицы [17].

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0 = \frac{T_{0r}}{T_r} \quad [17] \quad (2.27)$$

$$\pi_r = \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \frac{P_{0r}}{P_r} \quad [17] \quad (2.28)$$

Однако часто ограничивают проектирование в отношении максимально допустимой температуры торможения на входе в турбину, отсюда и термин, установленный в уравнении 2.29 [17].

$$\tau_\lambda \equiv \frac{c_{pt} T_{04}}{c_{pc} T_{0r}} \quad [17] \quad (2.29)$$

Тяга ( $F$ ), уравнение 2.30, и удельная тяга ( $\frac{F}{\dot{m}}$ ), уравнение 2.31, теперь могут быть получены.

$$F = \dot{m}(V_7 - V_0) [17] \quad (2.30)$$

$$\frac{F}{\dot{m}} = a_0 \left( \left[ \frac{2\tau_r}{\gamma - 1} \left( \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} - 1 \right) (\tau_c - 1) + \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_c} M_0^2 \right]^{\frac{1}{2}} - M_0 \right) [17] \quad (2.31)$$

Где скорость звука находится в уравнении 2.32.

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad [17] \quad (2.32)$$

Наконец, удельный расход топлива,  $S$  можно определить по уравнению 2.33.

$$S = \frac{f}{\frac{F}{\dot{m}}} [17] \quad (2.33)$$

#### анализ фактического поведения компонентов

Анализ фактического, или неидеального цикла, представляет уравнения для анализа компонентов и характеристик двигателя, игнорируя скорости газа в газогенераторе. Единственные скорости, которые учитываются, это скорости на входе, впуске и выходном сопле, выхлопе. Кроме того, компоненты считаются необратимыми, но адиабатическими. Поэтому для входного устройства, компрессора, турбины и сопла предполагаются изэнтропийные КПД [11].

На входе, когда воздух направляется к компрессору, происходит снижение полного давления от давления свободного потока. Это происходит из-за трения во время забора. В результате температура увеличивается, превышая идеальный случай, что обусловлено эффективностью на входе,  $\eta_i$ . Уравнения 2.34 и 2.35, представленные ниже, позволяют получить давление и температуру на входе, при этом выходная температура рассчитывается как в идеальном цикле [11].

$$P_{02} = P_{0r} \left( 1 + \eta_i \frac{\gamma_c - 1}{2} M_r^2 \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad [11] \quad (2.34)$$

$$T_{02} = T_{0r} \left( 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_r^2 \right) \quad [11] \quad (2.35)$$

Степень сжатия, уравнение 2.36, равна

$$\pi_i = \frac{P_{02}}{P_{0r}} \quad [11] \quad (2.36)$$

#### Компрессор

На этой ступени сжатие происходит в необратимом адиабатическом процессе. Таким образом, это связано с изоэнтропийной эффективностью компрессора,  $\eta_c$  [11]. Поскольку это реальный цикл, сжатие воздуха сопровождается потерями из-за трения, турбулентности и многих других неблагоприятных факторов, что приводит к повышению температуры. Это повышение связано с эффективностью компрессора,  $\eta_c$  [11]. Таким образом, условия на выходе, давление, уравнение 2.37, и температура, уравнение 2.38, на выходе из компрессора следующие,

$$P_{03} = P_{02} \pi_c \quad [11] \quad (2.37)$$

$$T_{03} = T_{02} \left[ 1 + \frac{\pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1}{\eta_c} \right] \quad [11] \quad (2.38)$$

#### Горелка

Во время сгорания происходят потери, вызванные дефектным сгоранием, например, теплопроводностью, излучением, которые учитываются введением эффективности камеры сгорания,  $\eta_b$  [11]. В результате давление на выходе из камеры сгорания, уравнение 2.39, равно,

$$P_{04} = P_{03} (1 - \Delta P_{cc} \%) \quad [11] \quad (2.39)$$

Температура на выходе из турбины заранее определяется с учетом ограничений материала. Следовательно, отношение топлива к воздуху, уравнение 2.40, можно рассчитать по,

$$f = \frac{c_{pt}T_{04} - c_{pc}T_{03}}{\eta_b F H V - c_{pt}T_{04}} \quad [11] \quad (2.40)$$

- Турбина

В этом процессе доступная мощность турбины меньше, чем в идеальном процессе. Таким образом, эффективность турбины связана с расширением, при котором выражение степени сжатия турбины, уравнение 2.41, превращается в

$$\pi_t = \left( 1 - \frac{(c_{pc}/c_{pt})T_{02}}{\lambda(1+f)\eta_c\eta_t T_{04}} \left[ \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1 \right] \right)^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t-1}} \quad [11] \quad (2.41)$$

Где  $\lambda$  обозначает отношение между мощностью, необходимой для привода компрессора, и доступной мощностью, генерируемой турбиной. Значения этого параметра варьируются от 75% до 85% [11].

Последнее уравнение может быть связано с уравнением 2.42 для получения температуры на выходе [11].

$$\frac{P_{05}}{P_{04}} = \left[ 1 - \frac{1}{\eta_t} \left( 1 - \frac{T_{05}}{T_{04}} \right) \right]^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t-1}} \quad [11] \quad (2.42)$$

- Сопло

На этой ступени вводится критическое давление для проверки, является ли сопло зажатым или нет. Таким образом, критическое давление получается по уравнению 2.43 [11].

$$\frac{P_{06}}{P_{crit.}} = \frac{1}{\left[ 1 - \frac{1}{\eta_n} \left( \frac{\gamma_t-1}{\gamma_t+1} \right) \right]^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t-1}}} \quad [11] \quad (2.43)$$

Если  $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} > \frac{P_{06}}{P_{0r}}$ , сопло не зажато. Скорость истечения рассчитывается по уравнению 2.44.

$$V_7 = \sqrt{\frac{2\gamma_t\eta_n R T_{06}}{(\gamma_t-1)} \left[ 1 - (P_{0r}/P_{06})^{\frac{(\gamma_t-1)}{\gamma_t}} \right]} \quad [11] \quad (2.44)$$

Из приведенного выше уравнения температура истечения определяется по уравнению 2.45.

$$T_{07} = T_{06} - \frac{V_{07}^2}{2c_{pt}} \quad [11] \quad (2.45)$$

Если  $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} < \frac{P_{06}}{P_{0r}}$ , сопло зажато, что изменяет уравнение температуры истечения, 2.46, на,

$$\frac{T_{06}}{T_{07}} = \frac{\gamma_t + 1}{2} \quad [11] \quad (2.46)$$

Преобразование уравнения скорости истечения, 2.47, в,

$$V_{07} = \sqrt{\gamma_t R T_{07}} \quad [11] \quad (2.47)$$

Параметры производительности реактивного двигателя

Удельная тяга, уравнение 2.48, теперь выражается как,

$$\frac{F}{\dot{m}_a} = [(1 + f)V_{07} - V] + \frac{A_7}{\dot{m}_a}(P_{07} - P_{0r}) \quad [11] \quad (2.48)$$

И уравнение удельного расхода топлива на тягу, уравнение TSFC 2.49, можно представить как,

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F} \quad [11] \quad (2.49)$$

## 2.3 Компоненты

В этом разделе представлена основная информация о каждом компоненте, а также различные типы и их функциональные возможности.

### 2.3.1 Входное сопло

Входное сопло похоже на воздушный фильтр для компрессора. Другими словами, когда воздух направляется к компрессору, входное сопло отвечает за распределение и контроль воздушного потока, то есть за обеспечение двигателя необходимым количеством воздуха. Прежде чем воздушный поток плавно войдет в компрессор, входное сопло выполняет свою задачу, обеспечивая равномерный, стабильный и качественный воздушный поток к компрессору. Входное устройство косвенно отвечает за генерацию тяги и считается одним из основных компонентов, принадлежащих к турбореактивному двигателю [6].

Разработка входного сопла представляет собой обширное исследование и применение законов динамики жидкости для контроля воздушного потока на дозвуковых или сверхзвуковых скоростях полета. Различия режима полета определяется в зависимости от числа Маха, при котором работает входное устройство. При числе Маха ниже 1,0 оно работает в дозвуковом режиме, а если число Маха выше 1,0, скорость полета является сверхзвуковой [25]. Число Маха показано в уравнении 2.50.

$$M = \frac{V}{a} \quad (2.50)$$

Предположение о том, что поток воздуха поступает в компрессор равномерно, является идеализированным, потому что на самом деле такие компоненты, как пилон двигателя, крыло и фюзеляж, отклоняются от идеала, что влияет на поток воздуха и снижает эффективность входного сопла. Боковой ветер и вихрь являются примерами факторов, снижающих эффективность входного устройства. В ситуации с боковым ветром, чем он сильнее, тем рискованнее становится, потому что скорость на кромке может превысить скорость звука в этой зоне, что ставит под угрозу лопасти из-за последующего увеличения скорости потока, вызванного наветренной стороной воздухозаборника. Примером вихря является приземный вихрь.

Он может развиваться в результате размещения двигателя под крыльями, что приводит к его засасыванию входным устройством, что может негативно сказаться на его эффективности [6].

Конструкция входного устройства для дозвукового потока имеет хорошо закругленную кромку, как показано на рисунке 2.14, чтобы предотвратить отрыв потока, что приводит к более толстой кромке по сравнению с острой кромкой для сверхзвукового потока. Что касается поперечного сечения входного устройства, то для дозвуковой скорости они имеют круглую или эллиптическую форму, тогда как для сверхзвуковой скорости входные устройства имеют центральный конус для резкого снижения потока до дозвуковых скоростей или прямоугольную форму, как показано на рисунках 2.15 и 2.16 [26].



Рисунок 2.14: Субзвуковой воздухозаборник [26]



Рисунок 2.15: Оси симметричный сверхзвуковой воздухозаборник [26]



Рисунок 2.16: Прямоугольный сверхзвуковой воздухозаборник [26]

## 2.3.2 Компрессор

Сжатие воздуха жизненно важно для газовых турбин, и ответственность за его обеспечение лежит на компрессоре. Его принцип заключается в преобразовании механической энергии, которую турбина поставляет в виде работы, в энергию давления. Чем лучше преобразование, тем лучше общее функционирование газовой турбины. Для его улучшения существуют три важных параметра, характеризующих работу компрессора. Первый, эффективность компрессора, указывает на потери энергии во время преобразования, другими словами, показывает энергию, которую компрессор требует для увеличения энергии давления. Второй, степень сжатия компрессора, это отношение полного давления на выходе из компрессора к давлению на входе в компрессор. Третий, расход воздуха, означает объем воздушного потока, который компрессор способен обработать за единицу времени. Эти три параметра взаимосвязаны и играют важную роль в работе компрессора. Например, степень сжатия компрессора напрямую связана с тягой, расходом топлива и эффективностью двигателя [6].

### 2.3.2.1 Центробежный

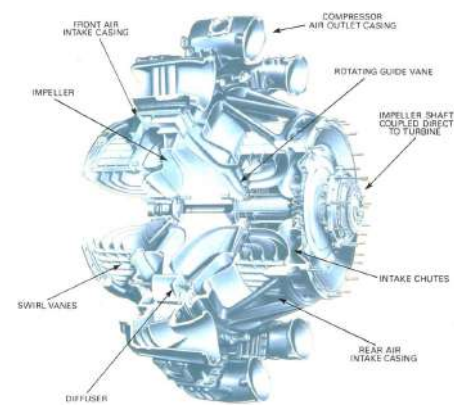


Рисунок 2.17: Центробежный компрессор [8]

Этот компрессор, рисунок 2.17, имеет вращающееся рабочее колесо для ускорения воздуха и фиксированный диффузор, который обеспечивает необходимое повышение давления. Рабочее колесо вращается на высокой скорости, непрерывно втягивая воздух в свой центр, создавая радиальный воздушный поток, ориентированный лопатками к кончику рабочего колеса, который изменяет направление воздушного потока на перпендикулярное по отношению к оси вращения. Действие рабочего колеса ускоряет воздушный поток, вызывая повышение давления [8]. На выходе из рабочего колеса воздух проходит через пространство без лопаток, за которым следует диффузор с лопатками, состоящий из лопаток, касательных к рабочему колесу, которые превращают кинетическую энергию в энергию давления [27]. Когда воздух покидает рабочее колесо, он зависит от конфигурации рабочего колеса, которая будет определять направление воздушного потока. Различные типы рабочих колес иллюстрированы на рисунке 2.18.

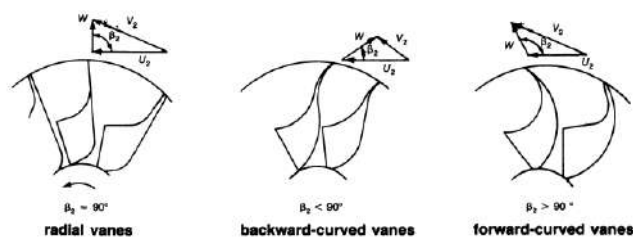


Рисунок 2.18: Типы рабочего колеса [27]

Когда воздух проходит через рабочее колесо, происходят изменения давления и скорости. Эти изменения можно увидеть на рисунке 2.19, где представлена графическая зависимость давления и скорости, описывающая прохождение воздушного потока через элементы компрессора.

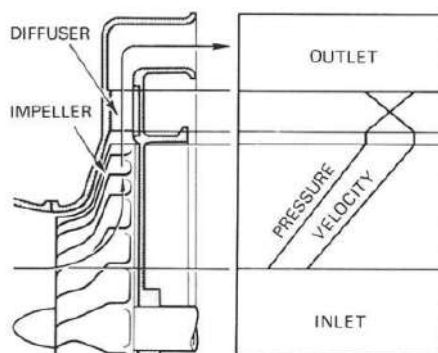


Рисунок 2.19: Изменение давления и скорости в системе рабочее колесо-диффузор [27]

Этот компрессор является выбором для меньших газовых турбин, так как он проще, имеет низкую стоимость производства, высокую стабильность, что означает больший рабочий диапазон. Радиальные компрессоры достигают высокой степени сжатия, например, 13:1 в экспериментальных режимах и в среднем 5:1 [17]. Общий баланс положительных и отрицательных моментов о трех рабочих колесах можно увидеть в таблице 2.1.

Таблица 2.1: Преимущества и недостатки различных рабочих колес [27]

Types of Impellers	Advantages	Disadvantages
<i>Radial vanes</i>	1. Reasonable compromise between low energy transfer and high absolute outlet velocity 2. No complex bending stress 3. Easy manufacturing	1. Surge margin is relatively narrow
<i>Backward-curved vanes</i>	1. Low-outlet kinetic energy = low-diffuser inlet mach number 2. Surge margin is wide	1. Low-energy transfer 2. Complex bending stress 3. Hard manufacturing
<i>Forward-curved vanes</i>	1. High-energy transfer	1. High-outlet kinetic energy = High-diffuser inlet mach number. 2. Surge margin is less than radial vanes 3. Complex bending stress 4. Hard manufacturing

### 2.3.2.2 Осевой

Осевая компрессор, рисунок 2.20, наиболее часто используется в конструкциях двигателей для современных самолетов, так как он может обеспечивать высокие степени сжатия и высокие массовые расходы одновременно, что позволяет создавать двигатели с высокой тягой. Этот компрессор состоит из нескольких роторов, соединенных с центральным валом, что увеличивает кинетическую энергию и статическое давление. Каждый ротор сопровождается статорами, которые являются фиксированными роторами, уменьшающими кинетическую энергию, тем самым увеличивая статическое давление и предотвращая закручивание потока [28]. Действуя как выпрямители воздуха, лопатки статора устраняют вихревое движение благодаря своему изменяющемуся углу, который корректирует поток от ротора и направляет его в правильном направлении для следующего ротора [6]. Уменьшая угол атаки, переменные статоры снижают склонность к сваливанию [17]. Давление и скорость по всему осевому компрессору показаны на рисунке 2.21.

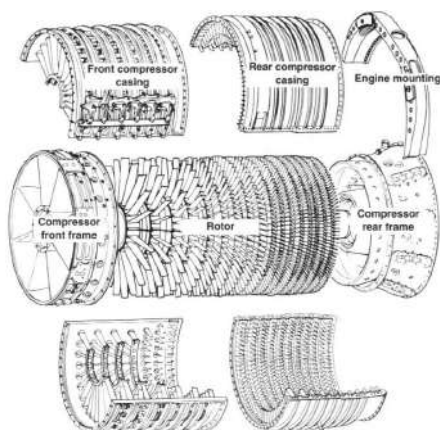


Рисунок 2.20: Осевая компрессор [6]

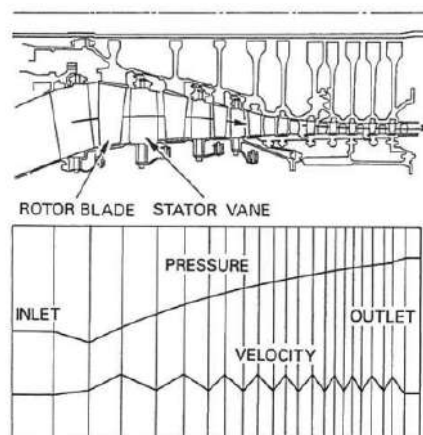


Рисунок 2.21: Изменения давления и скорости в осевом компрессоре [8]

Ряд ротора с рядом лопаток статора называется ступенью. Каждая ступень имеет небольшое увеличение давления. Увеличение небольшое из-за угла отклонения лопаток, и скорость диффузии должна быть ограничена, чтобы предотвратить отрыв потока воздуха на лопатках, что может привести к срыву потока. Для подавления этого эффекта были созданы "перепускные клапаны", которые выпускают часть воздуха из лопаток в промежуточных рядах и переменном статоре. Контролируя это настолько, насколько возможно, чтобы предотвратить эти потери, корпус компрессора может быть построен с несколькими ступенями, которые,

по сравнению с центробежным компрессором с той же фронтальной площадью, достигают более высоких степеней сжатия, обеспечивая значительно большую тягу. Именно поэтому осевой компрессор выбирается для большинства авиационных двигателей [6]. Другими преимуществами являются уменьшенное аэродинамическое сопротивление благодаря меньшему поперечному сечению и отсутствие необходимости в изменении направления потока, так как воздушные потоки движутся в одном направлении к турбине [8].

Эти двигатели могут состоять из более чем одного ротора. Ротор — это вал, который соединяет компрессор и турбину, на котором последняя вращается. Если имеется только один комплект компрессора и турбины, то устройство классифицируется как одно-роторное, как показано на рисунке 2.22. Много-роторный двигатель состоит из двух или более роторных сборок, каждая из которых приводится в движение своей собственной турбиной [8]. Пример много-роторного двигателя показан на рисунке 2.23.

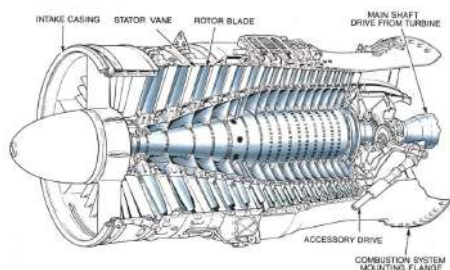


Рисунок 2.22: Одновальная осевая компрессор [8]

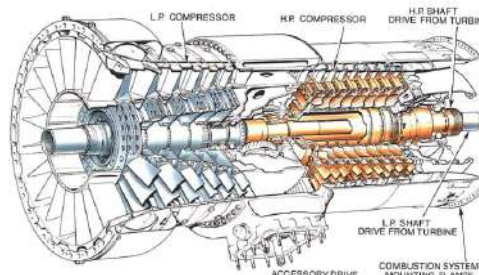


Рисунок 2.23: Двухвальная осевая компрессор [8]

Если компрессор вращается с оптимальной скоростью, он достигает более высоких степеней сжатия. При высоких значениях степени сжатия улучшается эффективность использования топлива, но существуют ограничения. Корпус имеет тенденцию к расширению и деформации, что делает необходимым использование более тяжелого корпуса компрессора для поддержки вибрационных нагрузок [8].

### 2.3.3 Диффузор

Диффузор или статор является подсистемой системы компрессора, которая перенаправляет высокоскоростной радиальный поток воздуха, поступающий от рабочего колеса, в камеру сгорания, преобразуя остаточную кинетическую энергию в энергию давления [29].

Систему диффузора можно разделить на два типа: с лопатками и безлопастную. Безлопастное или безлопастное кольцевое пространство легко производить и оно может быть эффективным. Поскольку в нем нет лопаток, правильный угол лопаток не становится проблемой, что может привести к отрыву потока. Однако безлопастной диффузор не будет подходящим выбором, поскольку канал потока будет расширяться, следовательно, существует возможность отрыва потока. Учитывая закон Бернулли, полная энергия потока остается постоянной, другими словами, если скорость увеличивается, давление уменьшается. Более того, поскольку соотношение между скоростью и диаметром диффузора, основанное на законе вихря, является постоянным, можно заключить, что расширение потока не окажет желаемого влияния на преобразование давления, следовательно, поток может разрушиться [29].

Лопастной диффузор может иметь направляющие лопатки, изогнутые в направлении вращения компрессора, или изогнутые в противоположном направлении, или даже лопатки, которые расширяются, образуя толстые клинья, которые можно просверлить. Последний вариант позволяет закреплять болты без помех для потока газа. Эти типы, показанные на рисунке 2.24, идентифицируются как прямые лопатки диффузора, вперед изогнутые лопатки и клиновидный лопаточный диффузор соответственно. Более того, эти типы диффузоров обладают лопатками

которые противодействуют закручивающему движению газов, предотвращая падение давления газа, устраняя остаточное спиральное движение [29].

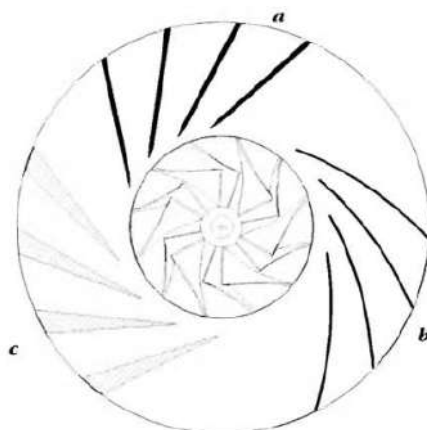


Рисунок 2.24: Типы диффузоров [29]

### 2.3.4 Камера сгорания

Именно в камере сгорания, см. рисунок 2.25, происходит почти весь прирост внутренней энергии, и она является одним из важнейших компонентов для создаваемой тяги. Она разработана для обеспечения эффективного сгорания с минимальными потерями давления из-за значимой роли, которую она играет в эксплуатационных и диапазонных затратах [17]. Здесь топливо сжигается после смешивания с воздухом, подаваемым компрессором, с последующим выделением тепловой энергии после сгорания, где воздух будет расширяться и ускоряться через поток [6]. Для того чтобы воздух равномерно

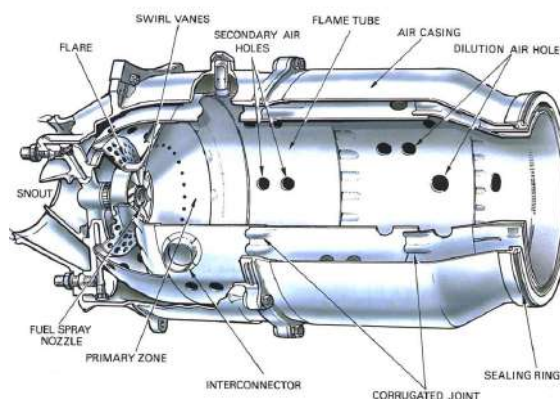


Рисунок 2.25: Камера сгорания [8]

нагрева необходимо контролировать температуру во время сгорания и использовать подходящие материалы, чтобы выдерживать экстремальные температуры на протяжении всего процесса сгорания. Камера сгорания поддерживает повышение температуры от 650 до 1150 градусов Цельсия предварительно нагретого воздуха, который поступает в камеру при температуре от 250 до 550 градусов Цельсия. Однако только 20 процентов воздушного потока проходит в первичную зону (где происходит сгорание топлива) камеры сгорания через вихревые лопатки, чтобы стимулировать рециркуляцию горячего газа и небольшие отверстия диска, поддерживающего вихревой генератор. Эта рециркуляция создается вихревыми лопатками, которые являются частью целого элемента, называемого носиком, который снижает скорость потока воздуха до желаемых значений, чтобы поддерживать пламя постоянно горящим на протяжении всего диапазона текущей работы. Кроме того,

еще 20 процентов проходит через вторичные воздушные отверстия, присоединяясь к горячему газу, чтобы снизить температуру перед тем, как он достигнет турбины [8].

Во вторичных воздушных отверстиях воздух проходит через внешние и внутренние стенки огневой трубы, попадая внутрь после того, как смежный поток проходит первичную зону. Объединяя эти два потока, создается рециркуляция с низкой скоростью, образуя тороидальный вихрь для достижения стабилизированного пламени [8].

При таких высоких температурах материалу было бы чрезвычайно трудно выдерживать и сохранять ту же производительность независимо от того, насколько высока температура. Поэтому, чтобы обеспечить надлежащее функционирование материала, камера сгорания была спроектирована так, чтобы направлять поток воздуха. Это позволяет охлаждать материал и горячий газ. Чтобы предотвратить нежелательную работу камеры, в огневой трубе было разработано пространство, чтобы поток воздуха охлаждал стенки огневой трубы, предотвращая их перегрев. В среднем для целей охлаждения используется 40 процентов из общего объема 60 процентов воздуха, который не используется для сгорания [6]. Затем еще 20 процентов воздуха проходит через вторичные воздушные отверстия в зону разбавления, снижая температуру горячего газа с 1800 до 2000 градусов Цельсия, прежде чем он достигнет турбины [8]. Распределение воздуха внутри горелки показано ниже на рисунке 2.26.

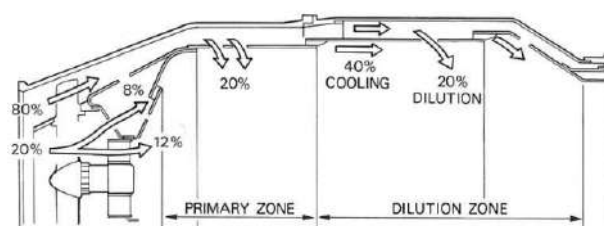


Рисунок 2.26: Распределение воздуха внутри горелки [8]

## Типы камер сгорания

- Многокамерные камеры сгорания или камера сгорания канального типа

Она имеет несколько одиночных камер, расположенных параллельно, образуя круг вокруг центрального вала. Сгорание легко достигается, так как необходимо зажигание только в одном или двух горелках. Создание пламени, которое распространяется от огневой трубы к огневой трубе через соединительный элемент, называемый соединительным элементом, позволяет горелкам работать при уравновешенном давлении [6]. Пример такой камеры показан на рисунке 2.27.

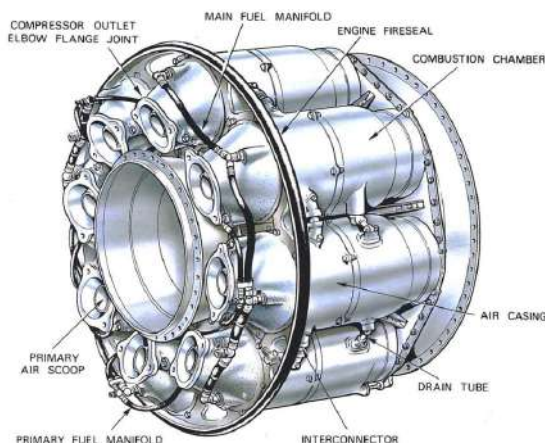


Рисунок 2.27: многокамерные камеры сгорания [8]

- Турбо-аннулярная или кан-аннулярная камера сгорания

Возникла как промежуточный вариант между камерой канального типа и кольцевой камерой, улучшая недостатки каждой из них, сочетая их сильные стороны. Эта камера сгорания, показанная на рисунке 2.28, отличается от многокамерных камер сгорания наличием внешнего корпуса, окружающего несколько камер для подачи вторичного воздуха, что делает её более механически стабильной, чем раньше. Это улучшение позволило более эффективно использовать доступное пространство [6].

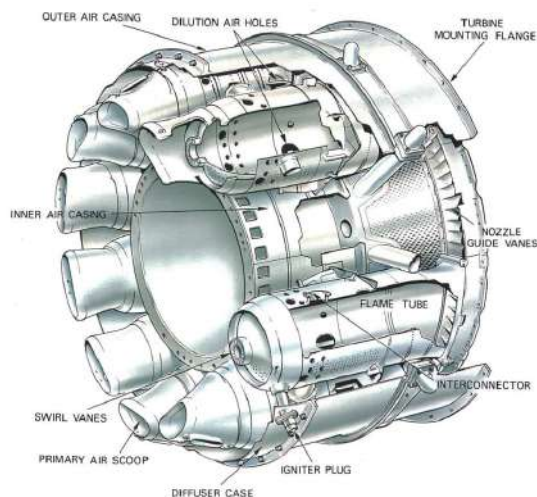


Рисунок 2.28: турбо-аннулярная камера сгорания [8]

- Кольцевая камера сгорания

Это одиночная огневая труба, показанная на рисунке 2.29, в кольцевой форме, которая более эффективно использует объемное пространство, обеспечивая равномерный процесс сгорания. Ее более простой дизайн способствует снижению общего веса, поскольку энергия, выделяемая через горелки, остается той же, но длина сокращается на 25 процентов. Впоследствии это влияет на стоимость производства, снижая ее [8].

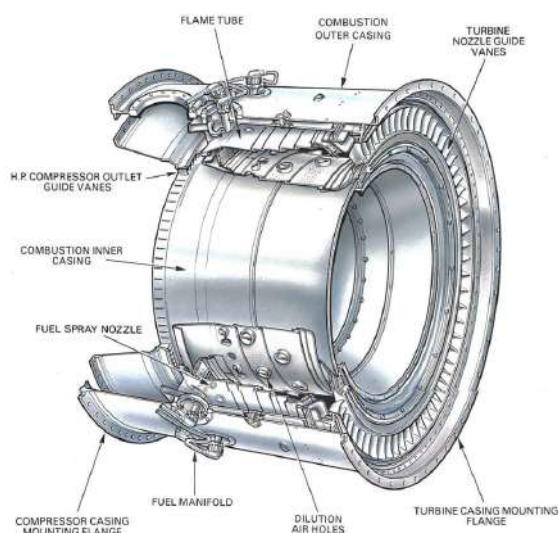


Рисунок 2.29: Кольцевая камера сгорания [8]

## 2.3.5 Турбина

Турбина является основным компонентом газогенератора, который приводит в действие компрессор. Ее функциональный приоритет заключается в извлечении энергии, содержащейся в горячем газе, поступающем из процесса сгорания, путем поглощения энергии при ударе потока газа о лопатки. Энергия извлекается, когда горячий газ при высоких температурах достигает предела доступного пространства в турбине. Этот цикл, повторяясь, будет способствовать вращению турбины на высокой скорости. Достаточно быстро, чтобы приводить в действие компрессор в форме механической мощности вала, что достигается путем преобразования кинетической энергии в энергию давления и работу [8].

### 2.3.5.1 Осевой

Большинство двигателей в самолетах оснащены осевыми турбинами из-за более высокого массового расхода воздуха. Этот тип турбины характеризуется наличием одного статора и одного ротора в соответствующем порядке. Статор — это неподвижное сопло с направляющими лопатками аэродинамического профиля, которое регулирует поток из камеры сгорания к турбине, выпрямляя путь потока, ускоряя газ и создавая эффект сопла, что и объясняет его название. За ним следует вращающееся колесо, которое использует кинетическую энергию для создания движения [8].

Для успешного извлечения энергии лопатки турбины создают завихрение в потоке газа, чтобы обеспечить равномерную работу по всей длине лопаток. Конструкция лопаток влияет на поток, выходящий из турбины, превращая его в более осевой поток, прежде чем он попадет в выхлопную систему [6].

Чтобы турбина была эффективной, её проектирование и разработка должны соответствовать спецификациям двигателя. Важной спецификацией является потребность в мощности, которая влияет на количество ступеней в турбине. Однако количество ступеней, которые необходимо добавить, зависит не только от потребности в мощности, но и от скорости вращения, максимально допустимого диаметра турбины и количества ступеней компрессора. Например, двигатели с высокой степенью сжатия обычно имеют два вала для привода низко- и высоконапорного компрессора [6].

Вращательное движение вызывает напряжение в диске турбины, которое нарастает вместе с квадратом скорости [8].

Были разработаны новые материалы и методы охлаждения для поддержки высоких температур и давлений. Один из материалов, обычно используемых в скоростях лопаток, — это никелевые суперсплавы из-за их высокой стойкости к ползучести и прочности при высоких температурах [30]. Тем не менее, предпринимаются усилия для предотвращения и управления потерями в любой части и функционировании турбины. Однако крайне сложно предотвратить такие потери, как трение, изменение направления потока или зазоры на концах лопаток [6].

Способ, которым турбина преобразует энергию, определяет её тип, различая её на три типа: импульсная, реактивная и импульсно-реактивная.

Импульсная турбина, показанная на рисунке 2.30, похожа на водяное колесо, которое извлекает энергию из газового потока за счёт удара газа по лопаткам турбины. Газ проходит через направляющие лопатки сопла, выходя с большей скоростью, снижая давление и температуру. В роторной ступени ускоренный поток воздействует на лопатки ротора, снижая скорость за счёт передачи энергии от газа к лопаткам. Этот обмен импульсом приведёт к вращению колеса [6].

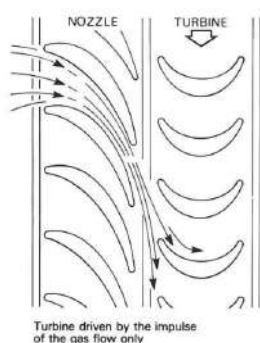


Рисунок 2.30: Импульсная турбина [8]

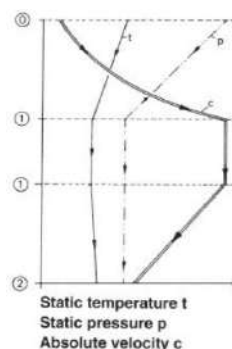


Рисунок 2.31: Изменение свойств по всему [8]

Рассматривая рисунок 2.31, можно выделить три отличительные фазы. Когда газ входит в направляющие лопатки сопла, соответствующие фазе от нуля до одного, происходит снижение давления и температуры с увеличением скорости. Затем, на протяжении первой фазы, когда газ покидает направляющие лопатки сопла и достигает лопаток ротора, температура, давление и скорость остаются постоянными. Далее газ проходит через путь лопаток ротора, фаза от одного до двух, где энергия извлекается в виде работы, снижая скорость потока газа. Можно наблюдать небольшое повышение температуры в результате трения [8].

Реактивная турбина не сильно отличается от импульсной турбины. Разница заключается в лопатках ротора. Иными словами, путь лопаток ротора, благодаря конструкции лопатки, создает эффект сопла, еще больше ускоряя поток газа. Из-за своей конструкции также создается аэродинамическая сила, помимо момента, создаваемого ударом газа о лопатки, что заставляет ротор вращаться [8].

Сужение в поперечных сечениях потока вызывает ранее объясненный эффект сопла. Кроме того, наблюдается немного меньшее снижение температуры и давления, чем в ударной турбине.

### 2.3.5.2 Радиальный

С момента первого использования в полете реактивного двигателя в конце 1930-х годов до применения турбокомпрессоров, радиальная турбина используется для различных целей, например, в расширителях для сжижения газа в нефтехимической промышленности, в маленьких газовых турбинах, которые обеспечивают энергией вертолеты или используются в качестве генераторных установок [27].

Радиальная турбина представляет собой большое преимущество для производства работы. Этот тип турбины обеспечивает больше мощности, чем две или более ступени осевой турбины. Кроме того, стоимость ее изготовления ниже, чем у одно- или многоступенчатой осевой турбины. Однако, с точки зрения эффективности, этот тип турбины уступает осевому, что является основной причиной, по которой осевой тип в основном применяется в авиационных двигателях [27].

Радиальная турбина с входом по потоку делится на два типа:

- Консольная радиальная турбина с входом по потоку

Эта турбина, показанная на рисунке 2.32, похожа на турбину с низкой реакцией или импульсную турбину из-за отсутствия ускорения потока через турбину. Она характеризуется отсутствием радиальных углов входа и наличием двухмерных консольных лопаток. Низкие значения эффективности и сложности в производстве являются причиной их редкого использования [27].

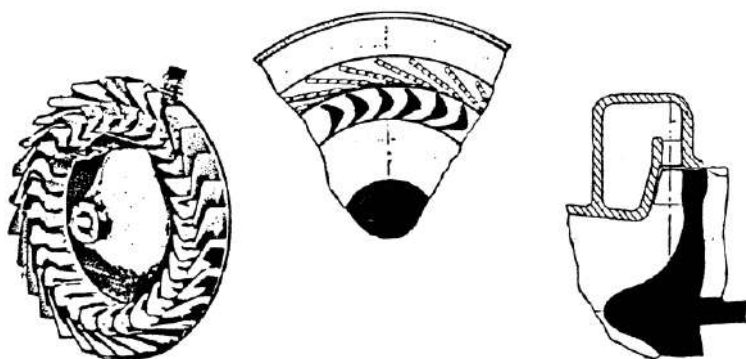


Рисунок 2.32: Консольная радиальная турбина [27]

- Смешанная радиальная турбина с входом по потоку

Эта турбина, показанная на рисунке 2.33, состоит, во-первых, из улитки, которая собирает поток из одного канала к лопаткам сопла, которые часто используются как бесплопачные сопла, как в турбокомпрессорах, где эффективность не имеет значения из-за избытка энергии в выхлопных газах. С лопаточным дизайном поток направляется лопатками, ускоряя его. Эти лопатки соединены в ступице или диске, создавая силу, нормальную к направлению потока. Когда поток достигает изогнутой конечной секции лопаток или эксдьюсера, часть силы тангенциальной скорости удаляется. Наконец, поток попадает в выхлопной диффузор, где высокая абсолютная скорость из эксдьюсера преобразуется в статическое давление [27].

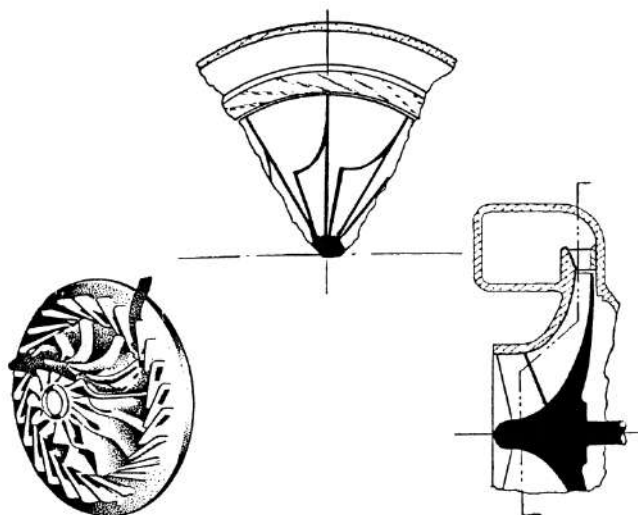


Рисунок 2.33: Смешанная радиальная турбина [27]

### 2.3.6 Выхлопное сопло

Последний компонент турбореактивного двигателя отвечает за генерацию тяги, отделяя турбореактивный двигатель от газогенератора, как упоминалось ранее. Его метод производства тяги заключается в преобразовании оставшейся энтальпии в скорость выхлопа [29].

Сопло разрабатывается в соответствии с требуемыми характеристиками и принимает различные формы. В отношении конструкции различают три типа:

- Сходящееся сопло

Площадь поперечного сечения канала уменьшается вдоль направления потока, заканчиваясь меньшей площадью поперечного сечения, тем самым ускоряя поток. Ускорение происходит из-за более высокого давления на входе в сопло по сравнению с окружающим давлением, что приводит к выпуску потока до достижения окружающего давления, где газ полностью расширяется. Если это сопло выпускает поток на звуковой скорости, при которой массовый расход максимален, сопло считается дросселированным. Оно в основном применяется в высокодозвуковых коммерческих и военных самолётах [6].

- расходящееся сопло

Площадь поперечного сечения увеличивается, достигая максимального размера на выходе. Это приводит к тому, что поток жидкости распространяется по соплу, замедляя течение [31].

- Сопло Лавая

Характеризуется переменным сечением. В передней части площадь поперечного сечения уменьшается, затем следует дальнейшее увеличение площади поперечного сечения. Управление сходящейся и расходящейся частью делает сопло переменной геометрии, часто используемым для увеличения тяги[6]. На рисунке 2.34 представлена схема сходящегося и расходящегося сопла.

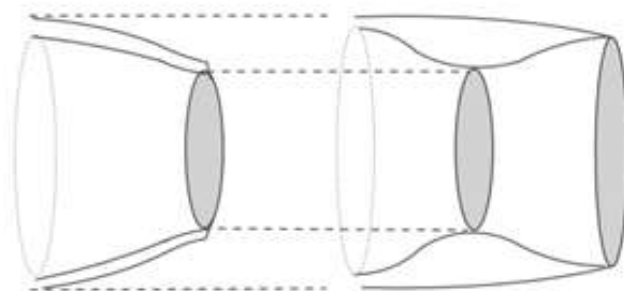


Рисунок 2.34: Сопло Лавала

## 2.3.7 Топливная система

### 2.3.7.1 Топливо

Выбор подходящего топлива для турбореактивного двигателя малого размера зависит от максимальной доступной энергии на килограмм топлива [10]. Топливо с высокой удельной теплотой сгорания включает бензин, керосин, дизельное топливо, JP1 до JP8, которые являются различными типами авиационного бензина, пропан и бутан. Если возможно, использование авиационного бензина типа четыре, керосина и бензина являются лучшими вариантами для процесса сгорания. Высокое содержание летучих углеводородов в этих двух видах топлива делает их фаворитами [29]. Однако дизельное топливо, которое похоже на керосин, имеет высокую плотность энергии, что делает его предпочтительным для использования, так как оно легко доступно и находится на каждой заправочной станции [10]. Кроме того, смесь дизельного пара и воздуха имеет более низкую температуру воспламенения, примерно 300 градусов Цельсия, чем смесь бензинового пара и воздуха, которая требует температуры выше 600 градусов Цельсия для воспламенения [10].

Наиболее подходящим топливом для турбореактивных двигателей малого размера является газообразное топливо, в частности, пропан или бутан. Помимо этих газов, можно рассмотреть использование метанола, хотя его низкая плотность энергии неблагоприятно сказывается на его выборе. Топливный насос для этого типа топлива не требуется, так как сжатый газ проходит через двигатель самостоятельно [29]. Из указанных типов газообразного топлива пропан считается более подходящим для статических испытаний или разработок [10]. Несмотря на преимущества, этот газ требует баллона высокого давления с объемом вдвое больше для той же массы дизельного топлива из-за его низкой плотности энергии [10]. Различия обсуждаемых видов топлива можно увидеть в представленной таблице, таблица 2.2.

Таблица 2.2: Топливо [29]

SPECIFICATION OF POSSIBLE MODEL JET ENGINE FUELS						
	Diesel	Petrol	JP1/Jet A	JP4	Propane	Methanol
Density [kg/l]	0.85	0.76	0.804	0.76	0.5 <sup>(1)</sup>	0.79
H <sub>th</sub> [MJ/kg]	42.8	42.5	43.3	>42.6	46.3	19.5
Boiling Range (°C)	190-334	80-130	160-260	60-240	-42	65
Fuel tank Capacity (ml)	880	990	920	990	1,380	2,080
(5 Minutes, 30 N Thrust) <sup>(2)</sup>						
Flammability/Fire Hazard	Low	High	Low	High	Very High	High
Price (£/l)	0.8	1.05	1.2	?	0.7	0.6

(1) Liquid Under Pressure  
(2) Sufficient for 5 minutes of powered flight at a thrust of 30 Newtons. (Specific Consumption = 0.3 kg/N/h)

### 2.3.7.2 Режимы впрыска топлива

Смесь воздуха и топлива может осуществляться путем атомизации или испарения топлива. Первый метод является распространенной техникой, используемой в полноразмерных самолетах, где качество сгорания сильно зависит от размера капель атомизированного топлива. Сложность этой техники перевешивает ее преимущества для впрыска в малых двигателях [29].

Испарение топлива осуществляется в небольших трубках, известных как испарители, по которым проходит предварительно нагретый газ, испаряющий часть топлива до его попадания в первичную зону. Топливо проталкивается через тонкие трубки, каждая из которых соединена с одной изогнутой трубкой. Преимущество этой системы заключается в том, что топливо смешивается с воздухом до попадания в зону сгорания. К сожалению, эффективность этого метода можно подтвердить только систематическими экспериментами, например, если испаритель слишком длинный, температура имеет тенденцию повышаться [29]. Типы впрыска топлива можно увидеть на рисунке 2.35.

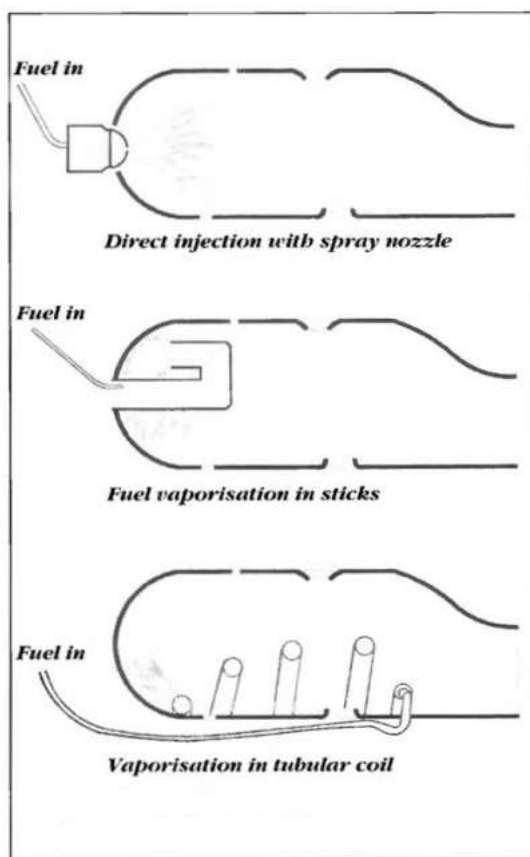


Рисунок 2.35: Режимы впрыска топлива [29]

## 2.4 Основы турбокомпрессора

Самое начало турбокомпрессора относится к 1885 году, когда Готтлиб Даймлер создал и запатентовал механический процесс предварительного сжатия воздуха, поступающего в двигатель. Однако, считается, что создателем турбокомпрессора был швейцарский инженер Альфред Бюхи, который запатентовал свое изобретение в 1915 году, как показано на рисунке 2.36 [32].

This устройство состоит из компрессора и турбины, соединенных общим валом, что заставляет e

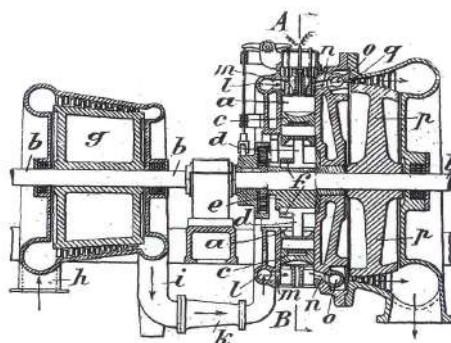


Рисунок 2.36: Турбокомпрессор, патент Альфреда Бюхи [32]

поступление воздуха в камеру сгорания двигателя внутреннего сгорания. Компоненты турбокомпрессора показаны на рисунке 2.37.

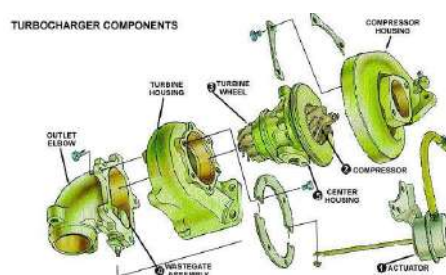


Рисунок 2.37: Компоненты турбокомпрессора

Турбина использует выхлопные газы двигателя для выполнения необходимой работы, приводя в движение вал, чтобы компрессор начал вращаться. Компрессор нагнетает воздух, подавая его в камеру сгорания. В камере сгорания происходит увеличение потока топливно-воздушной смеси, так как количество топлива пропорционально избытку воздуха [33].

С увеличением сжигания топлива возрастает мощность, как и эффективность двигателя внутреннего сгорания. Этот цикл показан на рисунке 2.38. Эти результаты были впервые открыты Альфредом Бюхи в его первой и успешной реализации, что позволило увеличить мощность более чем на 40 процентов [32]. Этот прирост, как в мощности, так и в эффективности, сделал турбокомпрессор устройством, широко используемым в транспортных средствах.

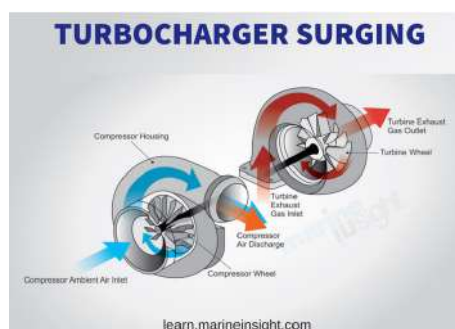


Рисунок 2.38: Работа турбокомпрессора [35]

Разработка турбокомпрессора включает проектирование лопастей компрессора и турбины, а также их корпусов. Проектирование лопастей анализируется с помощью CFD, вычислительной гидродинамики, чтобы понять, как движется воздух. Что касается проектирования корпусов, зазор между ротором должен быть достаточно малым, чтобы ротор мог проводить воздушный поток. В противном случае существует вероятность проскальзывания потока

между краем ротора и корпусом [33].

В общем, если требуется больше информации о конкретном турбокомпрессоре, у производителя есть диаграмма, описывающая характеристики работы компрессора турбины, которая включает степень сжатия, массовый расход, скорость турбины и области эффективности. Эта диаграмма, называемая картой компрессора, предоставляет важные детали, позволяя узнать, каков будет расход воздуха для данного компрессора при заданной степени сжатия. На рисунке 2.39 представлены различные характеристики производительности на диаграмме. Ниже приведено краткое объяснение наблюдаемых характеристик [34].

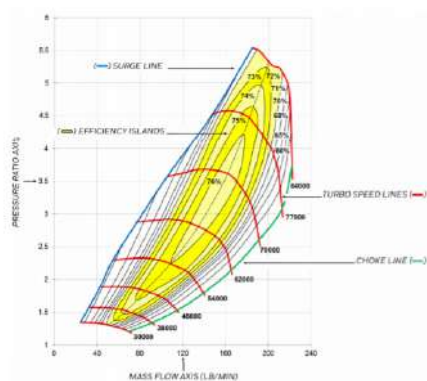


Рисунок 2.39: Пример карты компрессора[34]

- Степень сжатия: отношение абсолютного давления на выходе к абсолютному давлению на входе [34].
- Массовый расход: масса воздуха, проходящего через компрессор за определенный период времени[34].
- Линия срыва: обозначает линию, которая отделяет стабильную работу, находящуюся справа от линии, от области неустойчивости потока, что может привести к внезапной поломке турбины из-за большой нагрузки на тягу [34].
- Линия заклинивания: это линия, отделяющая максимальный массовый расход, который компрессор может обработать, левая сторона линии, от неспособности компрессора обработать поток из-за достижения звуковых скоростей на роторе, входном устройстве потоком, что препятствует увеличению расхода [34].
- Острова эффективности: концентрические области на Карте компрессора, которые соответствуют эффективности компрессора, различающейся по размерам областей. Чем меньше область, тем выше эффективность [34].

Карта компрессора, полученная для этой диссертации, показана на рисунке 2.40, однако это не реальный график работы компрессора, что затруднило получение точного массового расхода для заданной степени сжатия. График представляет собой карту компрессора модели турбо, RHB31 VZ21, аналогичной турбо IHI RHF3 [36].

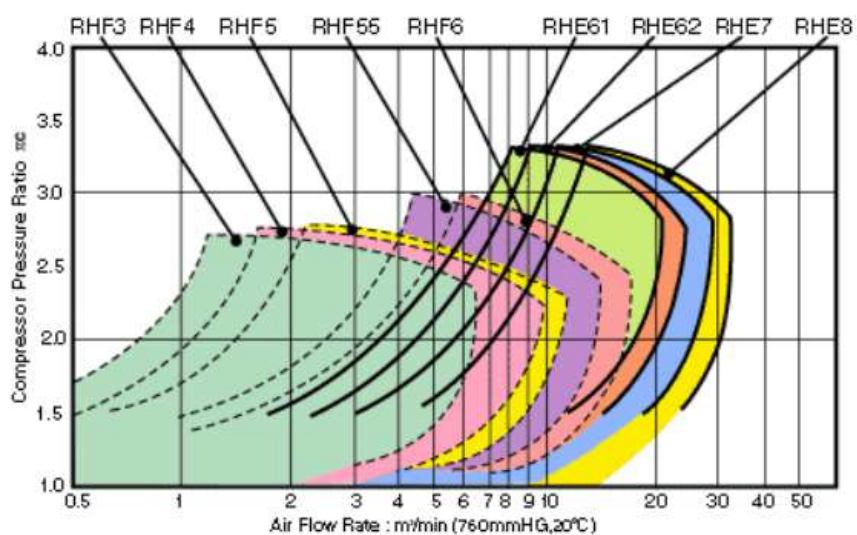


Рисунок 2.40: Карта компрессора RHB31VZ21 [36]

## Глава 3

### Методология

В этой главе описывается, как осуществлялся процесс проектирования и производства каждого компонента мини-турбореактивного двигателя. Проектируется каждый компонент двигателя, объясняется, как были получены размеры для проектирования и какие материалы используются для каждого компонента. Во второй секции описывается выбранный процесс производства. Блок-схема методологии представлена на рисунке 3.9, который находится в конце главы 3.

#### 3.1 Процесс определения размеров

##### 3.1.1 Компрессор

Отправной точкой для определения размеров этого двигателя является компрессор. Компрессор, выбранный для этого экспериментального проекта, принадлежит компании INI, модель RHB31 VZ21.

Из изучения литературы следует, что компрессоры, используемые в аналогичных проектах, например, в турбореактивных двигателях Kamrs или WPI, были центробежными, так как они обеспечивают большую степень сжатия и эффективность. Более того, турбо или комплект компрессор/турбина легко доступны в интернете и могут быть приобретены по относительно низкой цене по сравнению с другими турбинами. Поскольку он уже был приобретен, этот компрессор использовался для разработки данной работы.

Проектирование компрессора должно выполняться с точными размерами, чтобы проект был точным. Для этого были связаны с производителями турбо. Тем не менее, они не смогли предоставить эти размеры, так как это конфиденциальная информация. Информация, полученная в ходе исследования карты компрессора, была найдена в технической документации ECOTRON [36], , показанной на рисунке 2.40.

Основные размеры, такие как базовая толщина, высота рабочего колеса/лопатки и диаметр входа/выхода рабочего колеса, измерялись с помощью штангенциркуля. Тем не менее, был необходим только диаметр выхода рабочего колеса.

Согласно Kamrs, модель турбореактивного двигателя может быть изготовлена, используя его размеры турбореактивного двигателя с масштабным коэффициентом, полученным из соотношения между диаметром компрессора, 36,6 миллиметра, и диаметром компрессора Kamrs, 66 миллиметров [29] со значением, приблизительно, 0,55. Из этого значения были получены расчетные размеры деталей двигателя.

##### 3.1.2 Входной фланец

Эта деталь является крышкой двигателя со стороны компрессора, которая фиксирует диффузор к внешнему корпусу. Она была разработана на основе проекта Вустерского политехнического института [37], , адаптируя её размер в соответствии с размерами обтекателя компрессора и внешнего корпуса этого двигателя, чтобы конструкция подходила к внешнему корпусу с очень небольшим зазором. Кроме того, отверстия для болтов

были сделаны так, чтобы они совпадали с отверстиями диффузора и внешнего корпуса, для лучшего соединения обоих компонентов.

Алюминий был выбран в качестве материала для изготовления этого компонента. Однако невозможно указать тип металла, поскольку этот материал был взят из запасного блока двигателя.

### 3.1.3 Обтекатель компрессора

Этот компонент был спроектирован в соответствии с диаметром лопаток диффузора, чтобы не увеличивать размеры обтекателя и чтобы отверстия для винтов были выровнены с отверстиями лопаток диффузора. Затем была выполнена часть, которая вмещает компрессор. Зазор входного устройства вокруг компрессора не должен превышать 0,3 миллиметра для достижения допустимых коэффициентов эффективности [29].

Однако, чтобы успешно спроектировать обтекатель компрессора с учетом допуска, следовало бы провести 3D-сканирование компрессора, чтобы определить кривизну вращающегося компрессора. Поскольку 3D-сканирование выполнить не удалось, обтекатель был спроектирован путем создания окружностей эксцентриса и диаметра индуктора компрессора. На рисунке 3.1 представлен начальный этап этого проектирования.

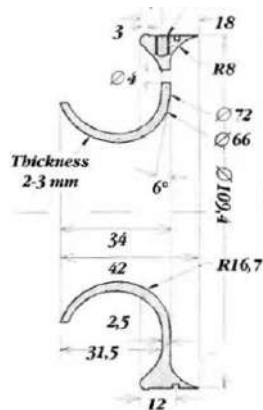


Рисунок 3.1: Обтекатель компрессора [29]

В изученной литературе в качестве материала для этой детали рекомендуется алюминий. Поэтому было решено использовать этот материал. Увы, определить тип алюминия невозможно, так как он также был взят из запасного блока двигателя.

### 3.1.4 Диффузор

Наиболее сложной и трудной для проектирования деталью был диффузор. Первым шагом было выбрать стиль диффузора: безлопастной или лопастной, и, если он лопастной, решить между прямыми, загнутыми вперед или клиновидными лопастями. Из примеров, наблюдаемых в литературе, было решено спроектировать клиновидный лопаточный диффузор, принимая во внимание крепежные болты, которые позволяют обтекателю компрессора крепиться к диффузору и предотвращать утечки газового потока [29].

Сначала был рассчитан диффузор в зависимости от диффузора Кампса. В книге Томаса Кампса,[29] указаны размеры диффузора и приведен профиль осевой лопатки, показанный на рисунках 3.2 и 3.3.

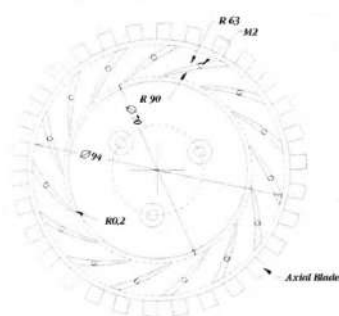


Рисунок 3.2: Диффузор [29]

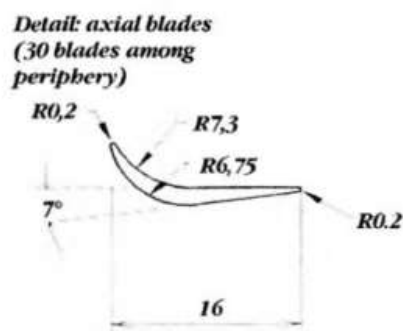


Рисунок 3.3: Профиль лопаток диффузора[29]

### 3.1.5 Вал и корпус вала

При рассмотрении конструкций валов мини-турбореактивных двигателей, таких как KJ66, AMT Olympus или двигатель Кампса, было замечено, что конструкции были относительно одинаковыми. Поэтому размеры вала были уменьшены, основываясь на размерах вала Кампса, описанных на рисунке 3.4.

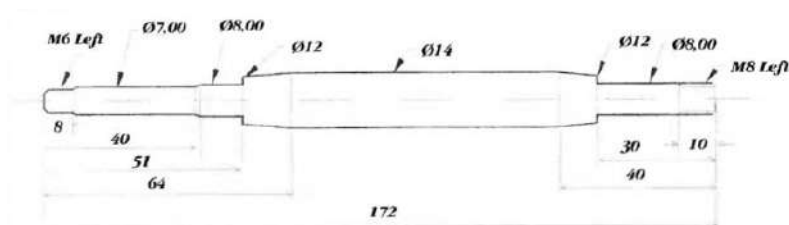


Рисунок 3.4: Вал [29]

Вал вмещает два подшипника, расположенные на посадочных местах подшипников, позиционируя подшипник с обеих сторон вала. Ступени предназначены для плотной посадки подшипников, чтобы предотвратить их смещение. Для изготовления этого вала было решено использовать стержень из нержавеющей стали, который будет подвергнут дальнейшей обработке.

Корпус вала был спроектирован, как и сам вал, чтобы удерживать внутри вал с двумя подшипниками и соединять диффузор, закрепленный болтами к корпусу, вместе с корпусом статора, который также будет закреплен болтами к корпусу. Несмотря на разнообразие конструкций корпусов вала, выбранная конструкция будет простой и прямой, расширяющейся на обоих концах корпуса, чтобы обеспечить место для крепления болтами диффузора и корпуса статора. Размеры были выполнены путем адаптации к нашему масштабу размеров корпуса вала, представленных на рисунке 3.5.

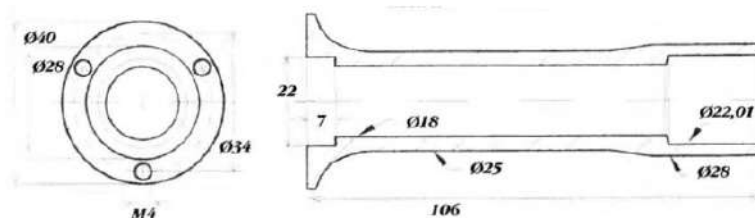


Рисунок 3.5: Корпус вала [29]

Корпус вала изготовлен из алюминия, но определить его тип невозможно, так как он был изъят из запасного блока двигателя.

### 3.1.6 Камера сгорания

Оптимальной конструкцией для камеры сгорания была признана кольцевая камера. Согласно изученной литературе, это казалось лучшим выбором из-за простоты конструкции и практичности, другими словами, это облегчило бы процесс производства по сравнению с другими типами. Более того, конструкция камеры сгорания, как правило, основывается на эмпирических данных, и, поскольку цель не состоит в улучшении конструкции, выбор камеры сгорания, которая успешно выполняла свою роль, был самым разумным решением. Поэтому было решено спроектировать её на основе камеры сгорания Kamrs, адаптировав её размер и отверстия для этой камеры сгорания. Она состоит из листа нержавеющей стали толщиной 0,5 мм, сформированного в трубу с нужным диаметром и рядом отверстий разного диаметра. Рисунок 3.6 и 3.7 ниже демонстрируют конструкцию камеры сгорания, на которую опирались [29]. Камера сгорания

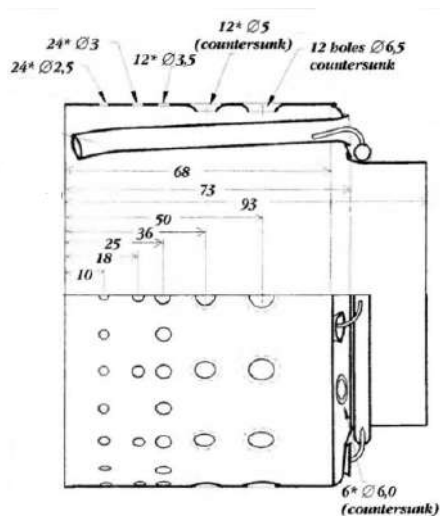


Рисунок 3.6: Внешняя огневая труба [29]

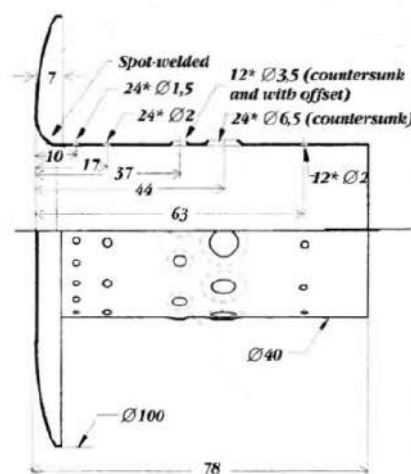


Рисунок 3.7: Внутренняя огневая труба [29]

имеет две трубы, одна из которых меньшего размера и помещается внутрь большей. Диаметры отверстий и расстояние между ними были уменьшены до подходящего размера и расстояния, соответствующего этому мини-турбореактивному двигателю.

### 3.1.7 Распределитель топлива

Распределитель топлива, как следует из названия, распределяет топливо по трубкам испарения камеры сгорания. В маленьких газовых турбинах, которые были рассмотрены, конструкция почти одинаковая. Поэтому был разработан инжекторный кольцо с подходящим диаметром для спроектированной камеры сгорания. Инжекторное кольцо установлено на внутренней стороне камеры сгорания со стороны турбины и имеет несколько инжекторов, соответствующих каждой трубке испарения. Топливо поступает из внешнего источника, который подключен к трубке, проходящей через внешний корпус в камеру сгорания, где оно также соединено с инжекторным кольцом. Распределитель топлива изготовлен из трубки из нержавеющей стали диаметром 3 миллиметра [29].

### 3.1.8 Система направляющих лопаток сопла

Направляющие лопатки или статор, закрепленные на корпусе, перенаправляют поток к турбине. Корпус, помимо удержания направляющих лопаток, спроектирован так, чтобы иметь необходимое пространство для вращения турбины, поддерживая постоянный зазор между двумя компонентами, чтобы эффективность не

страдала. Большинство систем направляющих лопаток сопла были разработаны для осевых турбин. Однако система направляющих лопаток сопла была спроектирована на основе других разработок с использованием радиальной турбины[38].

Размеры были продуманы с учетом компонентов, затронутых его конструкцией, таких как камера сгорания, распределитель топлива и корпус вала. Идея заключалась в том, чтобы соединить внешнюю огневую трубу с направляющими лопатками сопла, где распределитель топлива будет закреплен на фланце внутренней огневой трубы.

### 3.1.9 Турбина

Турбина, как и компрессор, была взята из турбокомпрессора RHB31 VZ21.

### 3.1.10 Выхлопное сопло

Этот компонент отвечает за генерацию тяги. Однако в данной диссертации основной целью не является оптимизация создаваемой тяги, а проектирование и производство автономной маленькой газовой турбины. Конструкция сопла представляет собой простое сходящееся сопло, обеспечивающее простоту изготовления, которое было спроектировано на основе размеров этого компонента, основанных на обзоре литературы. На рисунке 3.8 показаны размеры выхлопного сопла, хотя оно было уменьшено и адаптировано для этого реактивного двигателя. Рекомендуемый материал для этого компонента — лист нержавеющей стали толщиной 0,5 миллиметра[29].

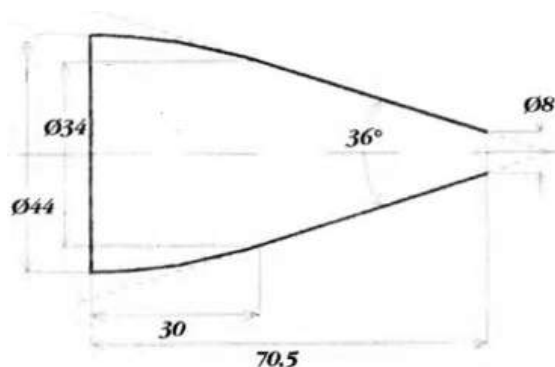


Рисунок 3.8: Выхлопное сопло [29]

### 3.1.11 Подшипник, смазка и впрыск топлива

Выбор подшипников должен осуществляться с учетом их назначения. Подшипник для маленькой газовой турбины должен выдерживать высокие температуры и экстремальные скорости вращения. С учетом этих требований, производители подшипников искали те, которые имели набор подшипников с необходимыми размерами, чтобы они подходили для установки на вал.

Выбранные подшипники были шариковыми подшипниками глубокого канала из нержавеющей стали от компании SKF, выдерживающими до 120000 об/мин[39]и устойчивыми к высоким температурам, поскольку чем выше об/мин, тем выше температура подшипника [40]. Для надлежащей работы подшипников должна быть система смазки, которая должна быть создана путем установки двух тонких трубок из нержавеющей стали на корпусе вала, подключенных к масляному насосу. Каждая трубка входит с каждой стороны подшипника для транспортировки смазочного материала. Трубки проходят через внешний

корпус, а затем за диффузор, вставленные в корпус вала.

Впрыск топлива осуществляется через топливную трубку, которая идет от кольца распределения топлива через турбинную сторону корпуса к внешнему источнику топлива. На кольце распределения топливо затем поступает в трубки испарения. Камера сгорания была спроектирована таким образом, чтобы двигатель мог работать на различных видах топлива в газообразном или жидком состоянии.

### 3.1.12 Внешний корпус

Заключительная часть этого двигателя состоит из трубы из нержавеющей стали толщиной 0,5 миллиметра[29]. Со стороны компрессора были сделаны отверстия, чтобы болты могли проходить через корпус, достигая диффузора. Болты были закручены, фиксируя внешний корпус с диффузором. На другом конце внешний корпус закреплен на направляющих лопатках сопла. Поскольку этот компонент был одним из последних, которые проектировались, не было необходимости уменьшать его размер на основе литературы. Имея другие компоненты спроектированными, внешний корпус должен адекватно покрывать газогенератор.

## 3.2 Процесс производства

Руководства по строительству для этой диссертации, основанные на изученной литературе и онлайн-видео о производстве моделей реактивных двигателей, разделены на два подраздела, различающихся по двум основным материалам, используемым для производства необходимых компонентов двигателя. Один из них — это алюминий, а второй — нержавеющая сталь.

Компоненты на основе алюминия включают входной фланец, обтекатель компрессора и диффузор. Производство этих деталей осуществлялось с помощью FABLAB Университета Бейра Интериор, Лаборатории производства, на 5-осевом фрезерном станке с ЧПУ. Было решено производить их там из-за точности производства, которую невозможно достичь вручную, используя ручные фрезерные станки. Для того чтобы 5-осевой фрезерный станок с ЧПУ мог произвести желаемый компонент, требуется файл формата .stp, полученный из программного обеспечения для проектирования, в данном случае, программное обеспечение CATIA, с помощью опций сохранения. С помощью этой процедуры круглые блоки алюминия преобразуются в ожидаемую форму с чрезвычайно низкой погрешностью в работе. Однако корпус вала был создан вручную с использованием токарного станка.

Элементы из нержавеющей стали были изготовлены с использованием вертикального сверлильного станка, токарного станка, вальцовочного станка и гидроабразивного станка. Сначала использовался гидроабразивный станок для резки деталей, предназначенных для каждого компонента. Детали были вырезаны из листа нержавеющей стали, следовательно, разработанные компоненты должны были быть нарисованы в их плоской форме, которые позже обрабатывались для достижения желаемой формы. Следующим действием было сверление отверстий в плоских деталях, относящихся к внутренней и внешней трубке пламени, камере сгорания. Сверление выполнялось с использованием вертикального сверлильного станка.

«Плоские шайбы» будут позже закреплены на соответствующих компонентах, а именно на системе направляющих лопаток сопла, задней части камеры сгорания и корпусе. Следующим шагом было формование плоских частей камеры сгорания, системы направляющих лопаток сопла и корпуса до требуемого диаметра. Завершив формование детали, «плоские шайбы» были приварены для получения труб и плоских колец. Последний компонент, вал, с помощью

двухмерного эскизного дизайна, был изготовлен на токарном станке.

В общем, детали проектировались и изготавливались с использованием процедуры, аналогичной той, что использовалась для диффузора, показанного на рисунке 3.9.

Проектирование и производство мини-турбореактивного двигателя

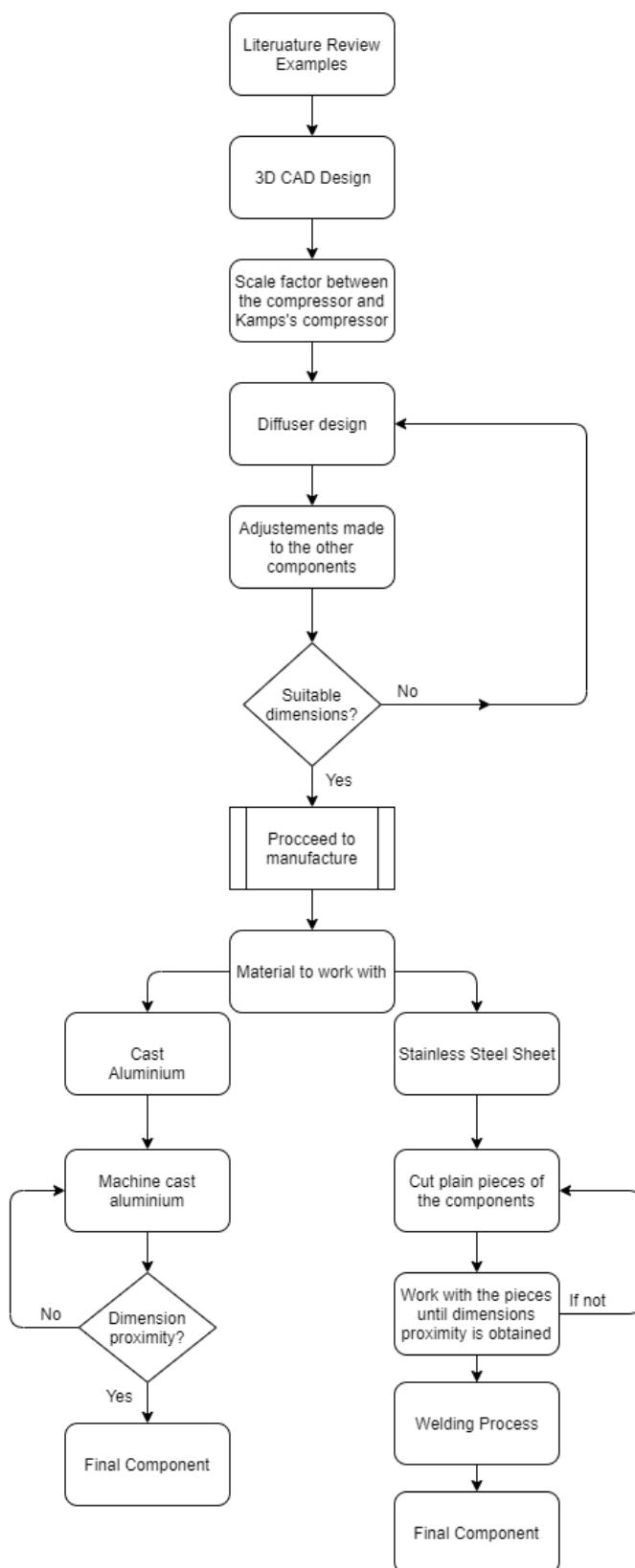


Рисунок 3.9: Процедура проектирования диффузора

## Глава 4

### Практический случай

В этой главе будут представлены результаты расчета компонентов, а также их проектирование. Также будет подробно объяснен процесс изготовления, который был использован для получения компонентов, и как они были обработаны.

#### 4.1 Результаты расчета

Окончательные размеры мини-турбореактивного двигателя описаны вместе с проектом сборки в Приложениях В и С. Как было указано ранее, расчет был выполнен путем сравнения эмпирических данных, которые были сопоставлены и адаптированы для этого проекта. Некоторые детали не следовали точно масштабному коэффициенту из-за корректировок, внесенных при проектировании всех компонентов. Проектирование было завершено, когда части были собраны, чтобы проверить, все ли компоненты выровнены и правильно подходят.

#### 4.2 Дизайн прототипа мини-турбореактивного двигателя

Дизайн компонентов этой маленькой газовой турбины был кратко объяснен в предыдущей главе 3, тогда как в этом разделе будут описаны применяемые методы проектирования для получения формы и размеров деталей, составляющих газовую турбину. Чертеж будет выполнен с использованием программного обеспечения CATIA V5R18, принадлежащего компании Dassault Systèmes.

##### 4.2.1 Компрессор

Проектирование компрессора было сложной задачей для понимания, и была предпринята попытка воспроизвести его в программном обеспечении CATIA, минимально отклоняясь от его физических размеров. Для начала была нарисована основа компрессора, как показано на рисунке 4.1. Затем, после операции САПР вала, был нарисован профиль лопаток компрессора с визуальной точки зрения, как показано на рисунке 4.2. Наконец, был применен многосекционный твердый элемент для создания твердых лопаток из эскиза, завершая общий дизайн отверстием через компрессор для установки вала. Конечный продукт показан на рисунке 4.3.

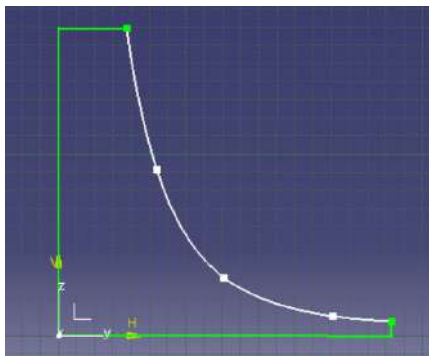


Рисунок 4.1: работа вала компрессора в CAD

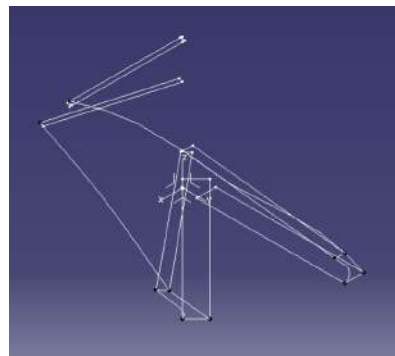


Рисунок 4.2: эскиз лопаток компрессора в CAD

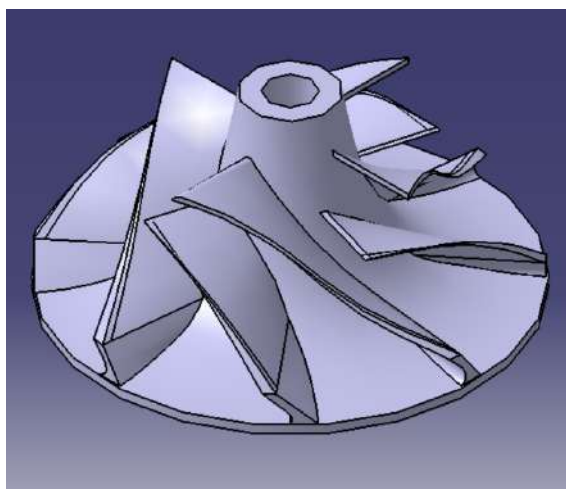


Рисунок 4.3: вид компрессора в CAD

#### 4.2.2 Входной фланец

Проектирование этого компонента было простым и прямолинейным. Для начала был разработан эскиз, учитывающий размеры обтекателя компрессора, чтобы он подходил должным образом. Кроме того, было предоставлено достаточное пространство для соединения диффузора и внешнего корпуса. Эскиз входного фланца, рисунок 4.4, был применен в операции с валом, формируя его в твердое тело, продемонстрированное на рисунках 4.5, 4.6 и 4.7, с отверстиями для крепления к диффузору (передняя сторона) и внешнему корпусу (вид сбоку). Изометрический вид разработанной детали иллюстрируется на рисунке 4.8.



Рисунок 4.4: вид компрессора в CAD

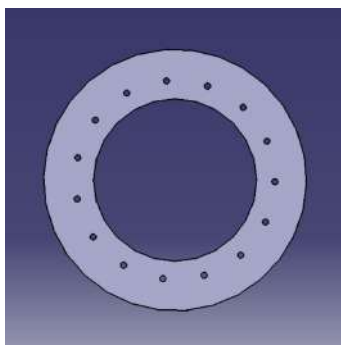


Рисунок 4.5: Вид спереди входа

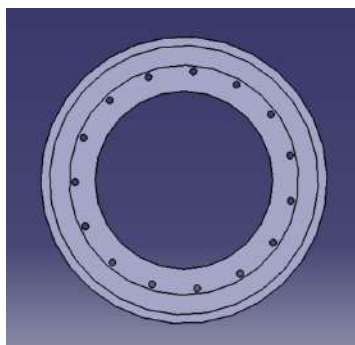


Рисунок 4.6: Вид сзади входа



Рисунок 4.7: Вид сбоку входа

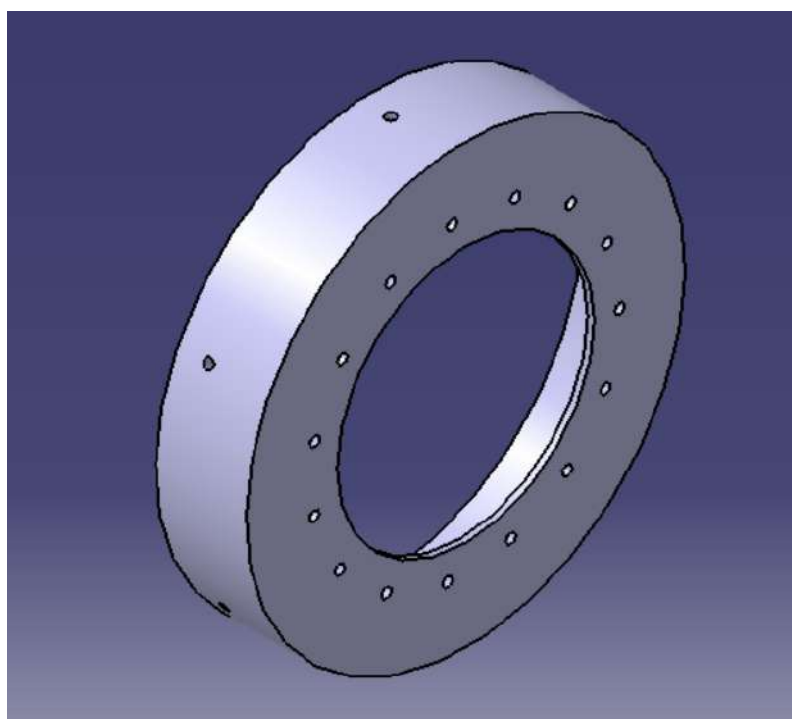


Рисунок 4.8: Изометрический вид входа

#### 4.2.3 Обтекатель компрессора

Этот проект основан на диаметрах эксдьюсера и индуктора компрессора. Он был разработан с применением многосекционного твердого элемента, используя эскизы, представленные на рисунке 4.9. Внутренние окружности были нарисованы с учетом зазора в 0,3 миллиметра между ротором и внутренними стенками обтекателя компрессора. Внешние окружности были спроектированы с применением многосекционного твердого элемента и удалением твердой функции, чтобы обеспечить толщину в 2 миллиметра, как рекомендовано [29]. Высота окружностей была нарисована в соответствии с высотой лопастей компрессора и высотой эксдьюсера. На рисунке 4.10 описан эскиз окружностей с указанием высоты. Кроме того, отверстия были сделаны после проектирования твердого изделия, с правильным диаметром для крепления к диффузору. Дизайн обтекателя компрессора показан на рисунке 4.13 вместе с видом сбоку, рисунок 4.11, и видом сзади, рисунок 4.12.



Рисунок 4.9: Эскиз кожуха компрессора

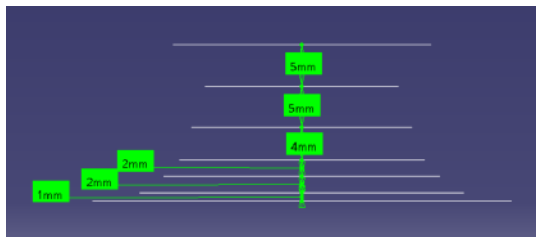


Рисунок 4.10: Высота плоскостей проектирования кожуха компрессора



Рисунок 4.11: Вид сбоку кожуха компрессора

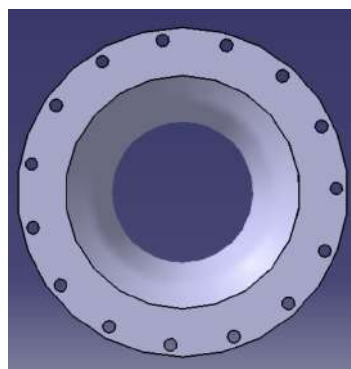


Рисунок 4.12: Вид сзади кожуха компрессора

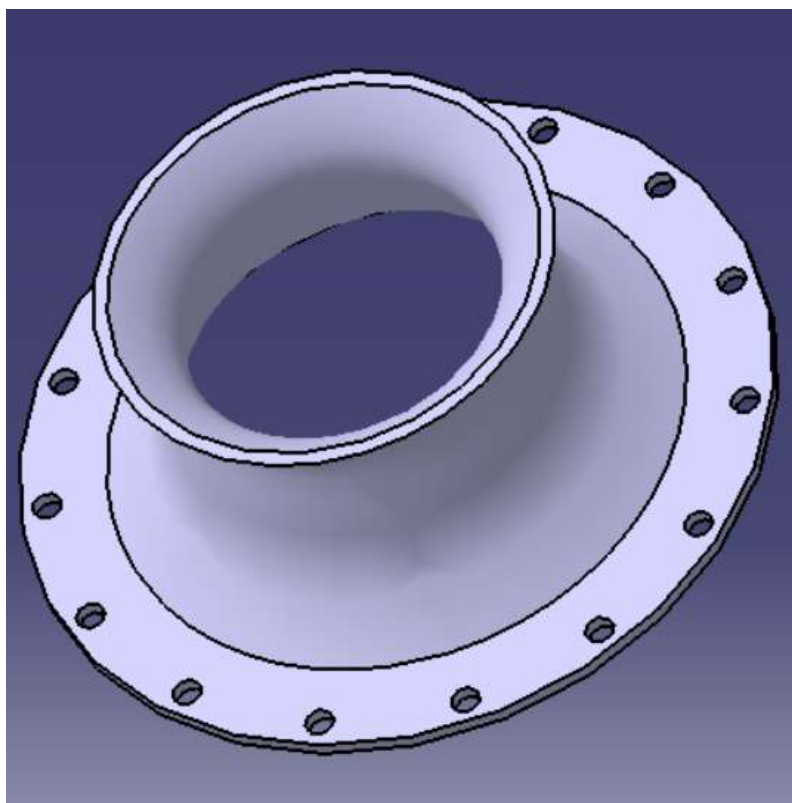


Рисунок 4.13: Изометрический вид кожуха компрессора

#### 4.2.4 Диффузор

Отправной точкой для этой детали является небольшой цилиндр, где создаются осевые и клиноподобные лопатки, с соблюдением размеров и углов, рекомендованных в ранее упомянутой книге Thomas Kamps, в Главе 3. Основание было спроектировано с пространством для размещения компрессора, через работу вала, за которым следует проектирование клиноподобных и осевых лопаток, как показано на рисунке 4.15 и рисунке 4.16.

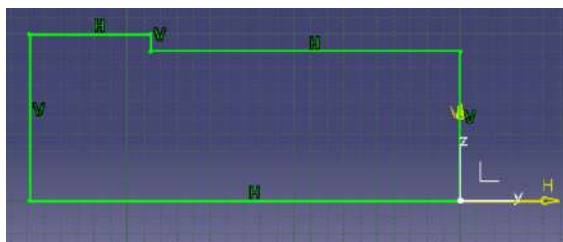


Рисунок 4.14: Основание диффузора

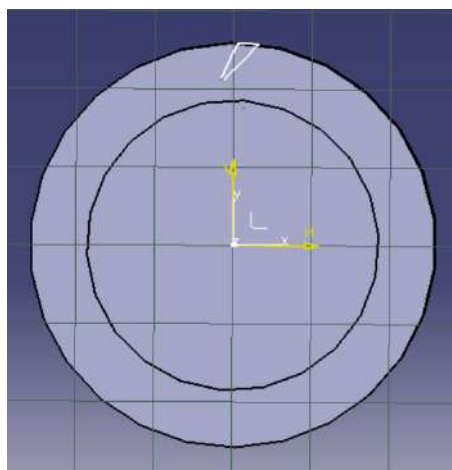


Рисунок 4.15: Клиноподобная лопатка диффузора

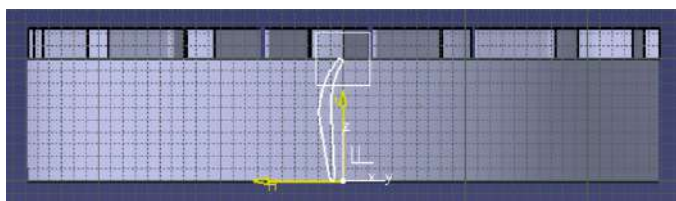


Рисунок 4.16: Аэродинамический профиль осевой лопатки диффузора

Клинчатые лопатки, показанные на рисунке 4.15, имели зазор в 1,15 раза больше диаметра колеса компрессора [29]. Диффузор, рисунок 4.17, был окончательно доработан путем создания отверстий для его крепления к корпусу вала и внешнему корпусу.

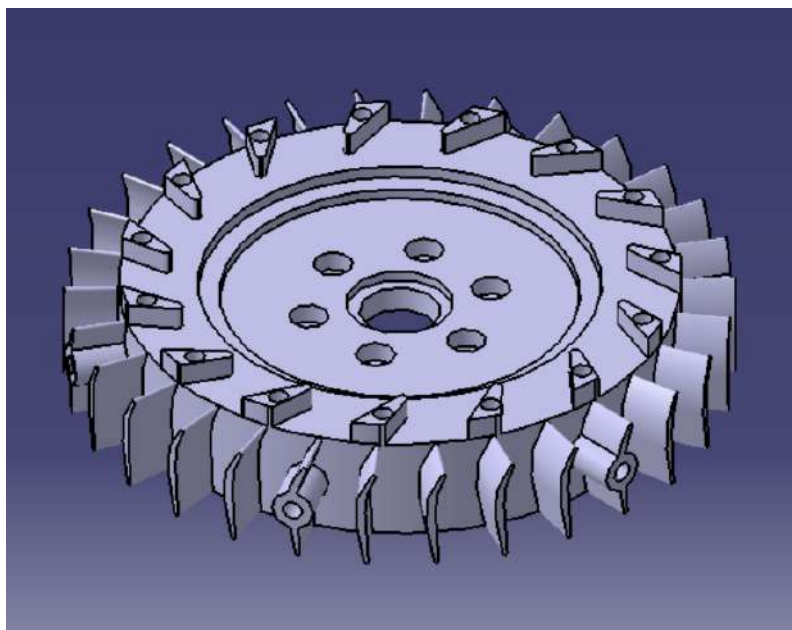


Рисунок 4.17: Изометрический вид диффузора

#### 4.2.5 Вал и корпус вала

Корпус вала был первым, который был спроектирован в результате завершения проектирования НГВ, КС и диффузора. Цель состояла только в том, чтобы спроектировать жесткую конструкцию, соединяющую НГВ с диффузором, соблюдая общий дизайн других конструкций корпусов, используемых для создания турбореактивного двигателя малых размеров. Сначала был выбран более прямой дизайн, так как он был более удобен для крепления к диффузору или НГВ с использованием винтов, затянутых гайками, в качестве крепежных элементов. После обдумывания дизайна был выполнен чертеж. Он состоит из двух толстых колец, соединенных компактным стержнем, разработанным с использованием операции с валом. Эта операция была применена к эскизу, показанному на рисунке 4.18.

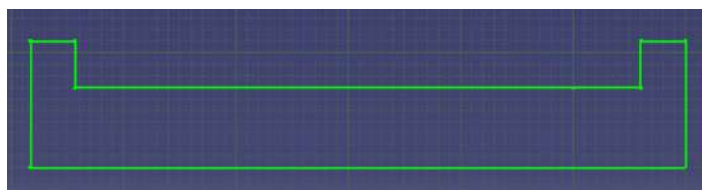


Рисунок 4.18: Эскиз корпуса вала

Затем были сделаны отверстия для крепления корпуса к диффузору и НГВ, а также для обеспечения пространства для прохождения вала с подшипниками. Внутренняя часть корпуса со стороны турбины была расширена, чтобы предоставить место для шнура и втулки. Вторая часть, вал, также была создана с использованием операции вала, примененной к следующему эскизу, показанному на рисунке 4.19.

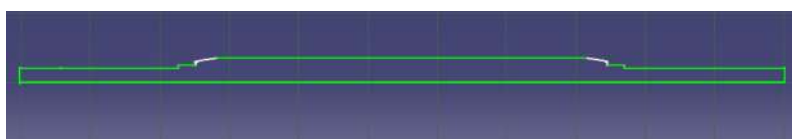


Рисунок 4.19: Эскиз вала

Длина вала была определена, когда все части, через которые проходит вал, были спроектированы и собраны в правильных позициях. Был использован режим сборки, и была измерена необходимая длина для вала. Затем был завершен дизайн фактического компонента, показанный в Приложении С.

#### 4.2.6 Камера сгорания

Эта часть проста в описании, состоит из двух труб с общим количеством 132 отверстий, из которых 72 отверстия распределены в области первичной зоны, 48 отверстий в промежуточной зоне и оставшиеся 12 отверстий в зоне разбавления. Первым шагом было получение диаметра внешней огневой трубы и ее длины. Для внутренней огневой трубы был применен тот же метод, хотя в ее конструкцию была добавлена крышка для одного конца камеры сгорания, а также поддержка для кольца распределителя топлива. Конструкция была завершена с использованием работы вала, на основе их первоначальных эскизов, показанных на рисунке 4.44 и рисунке 4.43. Поддержка для распределителя топливного кольца была дополнительно добавлена в конструкцию, с подходящим диаметром для последующей сварки, что показано на рисунке 4.22 с общим видом внешней огневой трубы, рисунок 4.23.

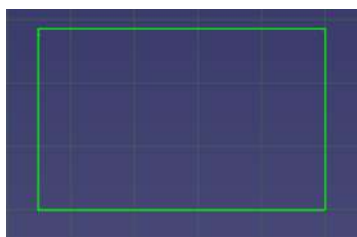


Рисунок 4.20: эскиз внешней огневой трубы

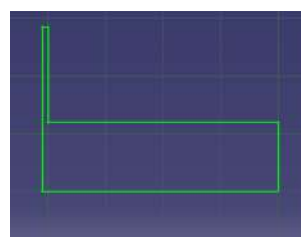


Рисунок 4.21: эскиз внутренней огневой трубы

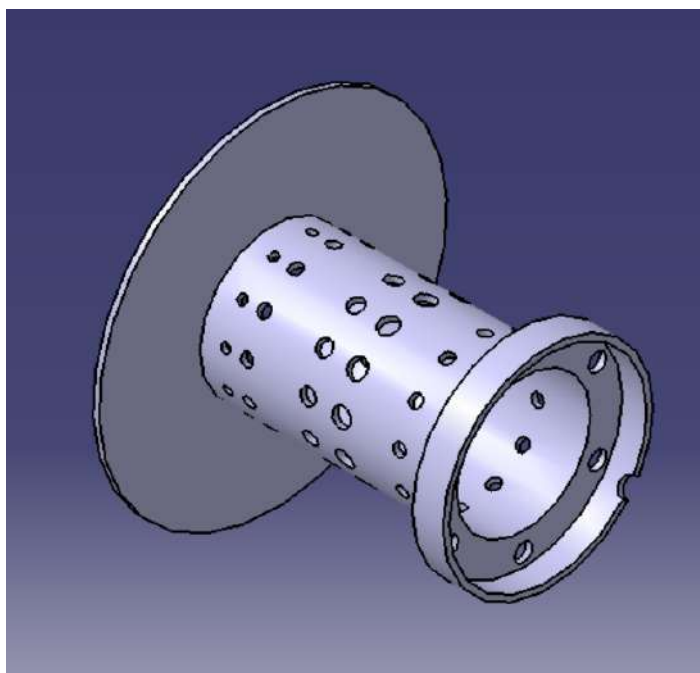


Рисунок 4.22: изометрический вид внутренней огневой трубы

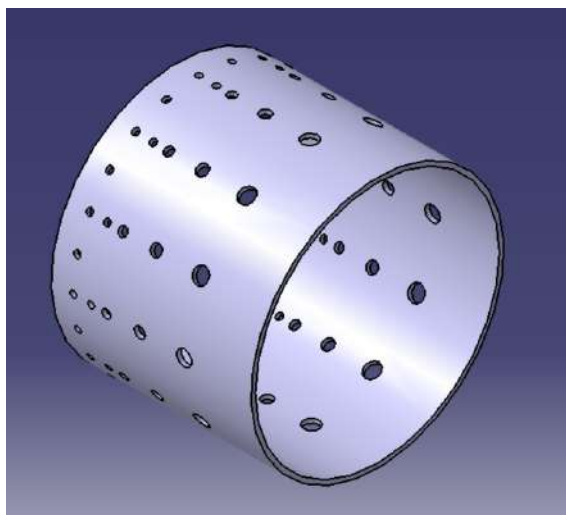


Рисунок 4.23: изометрический вид внешней огневой трубы

#### 4.2.7 Распределитель топлива

Эта конструкция была начата с рисования трубы диаметром 3 миллиметра. Имея трубу, были созданы 6 игл, используя функции `rad` и `rocket` в программном обеспечении САПР, для распределения топлива в трубки испарения. Иглы являются аналогичным представлением реальных, которые далее использовались для строительства небольшого турбореактивного двигателя. Изображение топливного кольца представлено на рисунке 4.24.

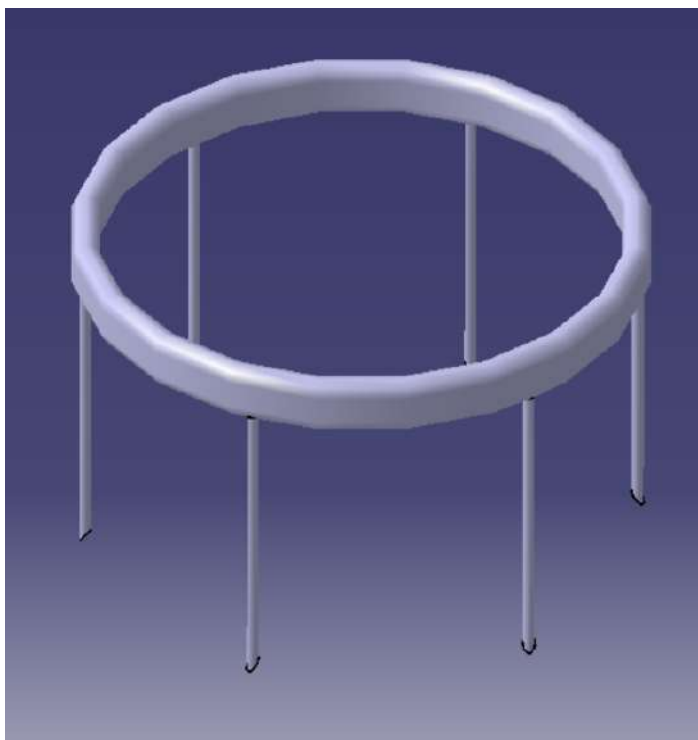


Рисунок 4.24: топливное кольцо

#### 4.2.8 Система направляющих лопаток сопла

Эта часть была спроектирована в соответствии с системой НГВ, наблюдаемой в онлайн-видео [38]. Этот дизайн был выполнен как единая деталь, а не в виде различных частей с сборкой. Сначала была создана база, к которой будет прикреплен один конец корпуса вала. Часть, окружающая базу и направляющие лопатки, была создана с использованием функции многосекционного удаления твердого тела, в эскизе, представленном на рисунке 4.25.

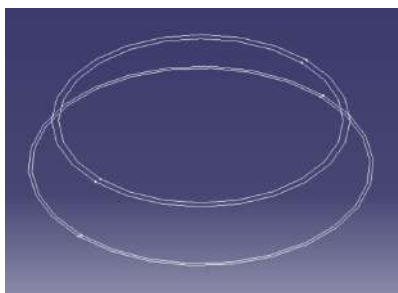


Рисунок 4.25: Система НГВ

Дизайн лопаток турбины был аналогичен процессу проектирования лопастей компрессора и турбины. Единственное изменение касалось планируемого расположения, выбранного для создания эскиза. Существует два эскиза, один из которых соединен с основанием турбины, а второй — с шайбой. Шайба является последней спроектированной деталью, расположенной так, чтобы быть выровненной с окружающей верхней частью системы НГВ. Имея твердотельный дизайн, были сделаны отверстия, чтобы позволить болтам крепиться к корпусу вала, а также к проставке на стороне турбины. Конечная деталь показана на рисунках 4.26 и 4.27.

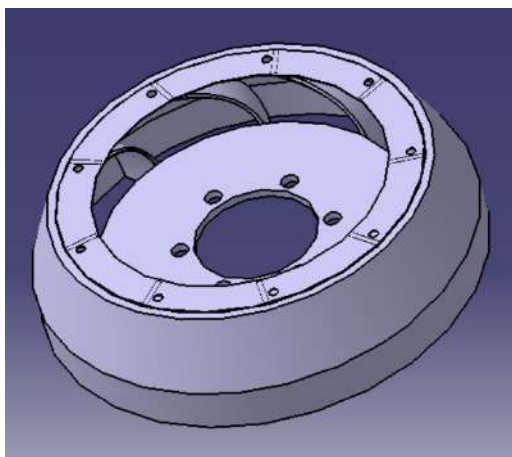


Рисунок 4.26: вид системы направляющих лопаток сопла

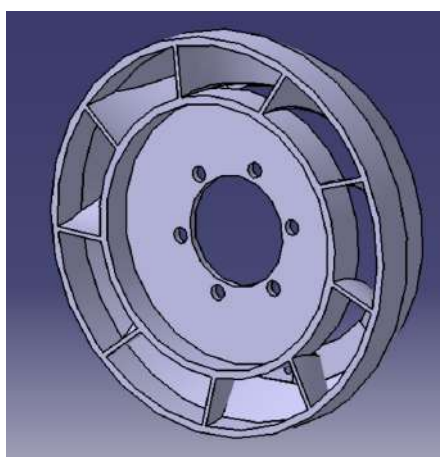


Рисунок 4.27: вид системы направляющих лопаток сопла

#### 4.2.9 Турбина

Процедура попытки воспроизвести турбину турбо RHB31 VZ21 была аналогична проектированию компрессора. Сначала была разработана основа для турбинных лопаток, с учетом диаметра индуктора, как показано на рисунке 4.28. Вторым шагом было создание эскиза лопаток с визуальной точки зрения. Проектирование лопаток было разделено на два эскиза, учитывающих две разные высоты: высоту лопатки индуктора и высоту лопатки эксдуктора, как это демонстрируется на рисунке 4.29.

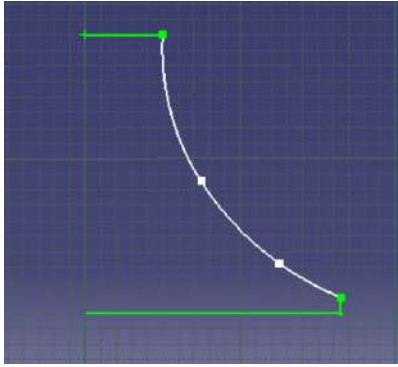


Рисунок 4.28: Эскиз работы турбинного вала

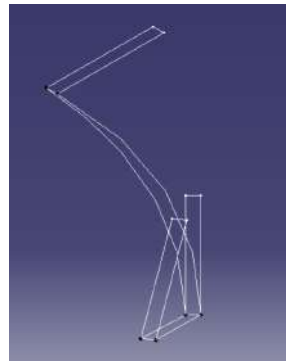


Рисунок 4.29: Эскиз лопатки турбины

Проектирование было завершено с использованием вала и функции многосекционного твердого элемента, в соответствующем порядке. Конечный продукт иллюстрируется на рисунке 4.30.

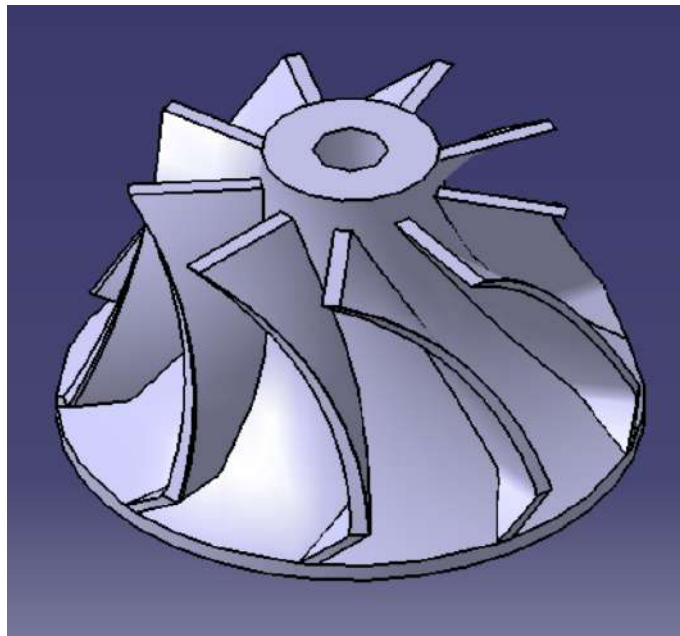


Рисунок 4.30: Изометрический вид турбины

#### 4.2.10 Выхлопное сопло, внешний корпус и подшипники

Турбина была измерена по диаметру эксдьюсера и индуктора, а также по высоте лопатки, чтобы спроектировать выхлопное сопло на основе указанных диаметров и высоты, начиная с эскизов окружностей. Затем была использована функция удаления и многотельности, примененная к эскизам, представленным на рисунке 4.31. Кроме того, к основанию выхлопного сопла была добавлена круглая деталь, которая служит соединителем, позволяя болтам проходить и фиксировать вместе комплект системы направляющих лопаток, выхлопное сопло и внешний корпус. Конечный продукт иллюстрируется на рисунке 4.32.

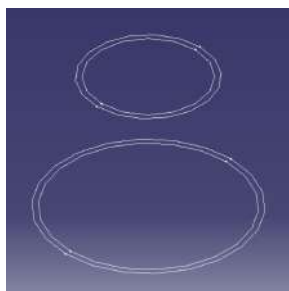


Рисунок 4.31: Эскиз выхлопного сопла

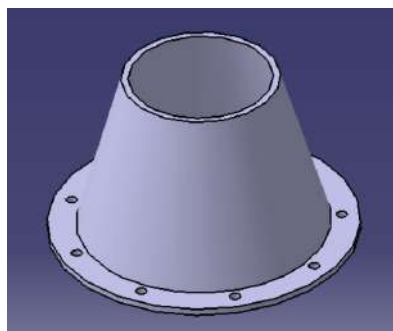


Рисунок 4.32: Изометрический вид выхлопного сопла

Внешний корпус был самым простым компонентом для проектирования, так как он имеет ту же процедуру проектирования, что и камера сгорания. Это демонстрируется на рисунке 4.33.

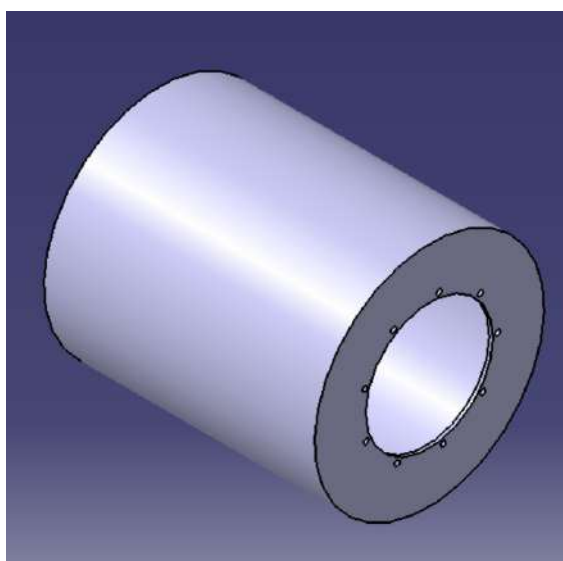


Рисунок 4.33: Изометрический вид внешнего корпуса

Последний компонент, подшипники, был разработан в соответствии с заданными размерами на сайте компании SKF для модели 618/5 [39]. Первым шагом было проектирование колец, окружающих сферы, с использованием эскиза, описанного на рисунке 4.34, для работы с валом. Следующим и последним шагом было проектирование самих сфер. Это также было проектирование для работы с валом, примененное к эскизу на рисунке 4.35, с последующим круговым узором, который умножает количество сфер до девяти, правильно расположенных. Воспроизведение подшипника 618/5 показано на рисунке 4.36.

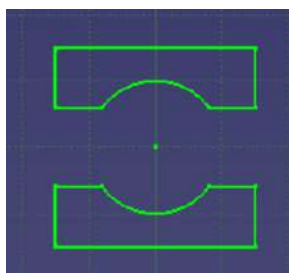


Рисунок 4.34: Эскиз корпуса подшипника

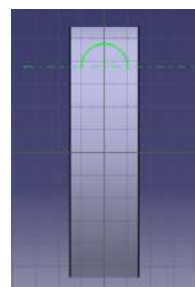


Рисунок 4.35: Эскиз сфер подшипника

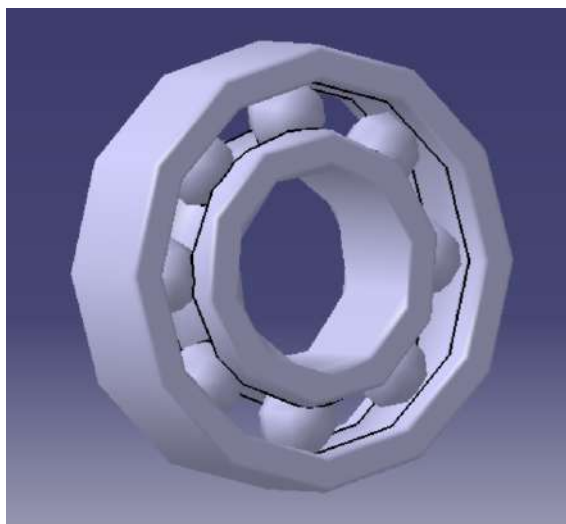


Рисунок 4.36: пример подшипника 618/5

### 4.3 Производство компонентов

На этом этапе, с завершением концептуального проектирования нескольких компонентов, был начат процесс производства. Этот процесс включает в себя серию различных машин и шагов, предпринятых для производства желаемых деталей. Основным сырьем, выбранным для большинства компонентов, была нержавеющая сталь в виде листов, благодаря физическим свойствам этого типа стали, таким как устойчивость к коррозии, экстремальным температурам и высокая прочность [41]. Кроме того, использование этого материала часто встречалось в изученной литературе как материал для определенных компонентов маломасштабных турбореактивных двигателей. Другим выбранным сырьем был литой алюминий, характеризующийся своей легкостью, высоким отношением прочности к весу, устойчивостью к коррозии, прочностью, легкостью в изготовлении и сборке конструкций [42].

Этап производства начался с литья алюминия из остатков блока двигателя, который был доступен для использования. Первым шагом было отрезать достаточное количество алюминия для процесса литья. Некоторые куски стальных обрезков были нарезаны и сварены для изготовления чаши, в которой алюминий будет плавиться, а также для изготовления форм и их заполнения после завершенияковки алюминия. Дляковки печь была нагрета, как показано на рисунке 4.37, с горелкой, размещенной в нижнем отверстии. Чтобы получить минимально возможное количество примесей, во время плавления алюминия применялся карбонат натрия, химическое вещество, которое, смешиваясь с алюминием в жидкой фазе, выталкивает большинство примесей материала на поверхность чаши для литья. Однако этот метод очистки не является полностью эффективным. Затем литой алюминий был залит в предварительно полученные стальные формы. Формы были относительно просты в изготовлении, состояли из толстых, больших, трубчатых стальных элементов с основанием снизу. Формы были выбраны с большими диаметрами, чтобы обеспечить запас для процесса механической обработки. Когда алюминий остыл, его извлекали, разрезая формы шлифовальным кругом. Литой алюминий показан ниже на рисунке 4.38.



Рисунок 4.37: Печь



Рисунок 4.38: Литьевого алюминий

Процесс производства организован в различных секциях, каждая из которых классифицируется по процедуре механической обработки, используемой для изготовления компонентов, объясняя, таким образом, как и какие детали были изготовлены с использованием соответствующего процесса.

#### 4.3.1 Процесс формовки

Нержавеющая сталь была приобретена в металлообрабатывающей мастерской в виде листа толщиной один миллиметр. Первая попытка работы с листом из нержавеющей стали была с толщиной 0,5 мм, как это было рекомендовано [29]. Тем не менее, толщина листа оказалась недостаточной для применения необходимых методов производства, поэтому был выбран лист толщиной в один миллиметр.

Сначала детали были спроектированы в их плоской форме в соответствии с размерами, используя CATIA V5. Черновик или чертеж был выполнен благодаря опции сохранения, которая имеет спецификацию формата файла, .dxf. Формат файла .dxf необходим для программного обеспечения гидроабразивного резака, чтобы прочесть намеченные разрезы, которые будут выполнены в листе из нержавеющей стали. Образец деталей показан ниже, на рисунке 4.39.



Рисунок 4.39: образцы деталей, вырезанных водяной струей

Следующим шагом было сверление отверстий для камеры сгорания, за которым следовало покрытие двух прямоугольных деталей, расположенных в левой части рисунка 4.39, с использованием бумажной клейкой ленты.

на верхней части двух деталей. Линии и точки были нанесены на бумажную клейкую ленту с помощью линейки и угольника. Когда разметка положения отверстий для сверления была завершена, отверстия были просверлены с помощью вертикального сверлильного станка, используя сверла следующих диаметров в миллиметрах: 0.75, 1, 1.5, 2, 2.5, 3, 3.5. В первой попытке, с листом толщиной 0.5 миллиметра, удалось просверлить отверстия, но сверла были слишком хрупкими из-за их малой толщины. В результате, в процессе сверления, менее толстые сверла ломались, несмотря на правильный подход при сверлении, такой как использование керны для разметки отверстий на листе, чтобы сверло имело более стабильное и точное сверление. Когда сверло начало испытывать сопротивление при сверлении отверстий, для облегчения процесса применялось масло. Даже при осторожности во время сверления, из-за увеличенной толщины до одного миллиметра, диаметр отверстий был изменен на 2, 2.5, 3 и 3.5 миллиметра. Рисунок 4.40 и 4.41 демонстрируют метод, использованный для сверления двух малых листов, и выполненные сверления.

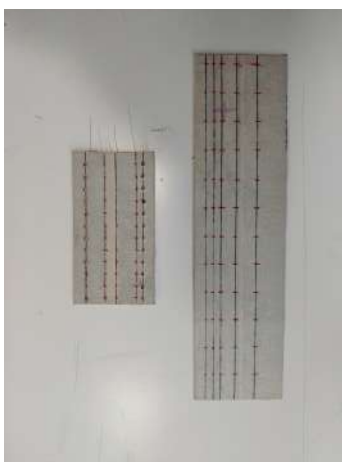


Рисунок 4.40: Отверстия, указанные в простых огневых трубах

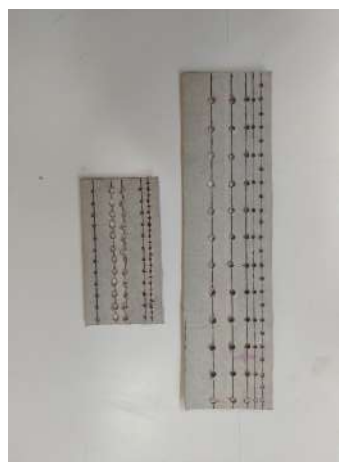


Рисунок 4.41: Просверленные простые огневые трубы

Детали из нержавеющей стали были сформированы с использованием деревянного ударного блока, который был шире, чем обрабатываемые части. Это необходимо для равномерного формирования детали без их сгибания. Детали должны быть сформированы вокруг трубы, достаточно прочной, чтобы не сгибаться при ударах. Диаметр трубы должен быть немного меньше желаемого диаметра, однако эта техника не является полностью точной, что привело к тому, что диаметр деталей отличался от размеров, предусмотренных для компонентов. До использования ударного блока для формирования деталей использовался вальцовочный станок, но, к сожалению, не удалось сделать детали круглыми из-за толщины листа, который не помещался между вальцами. Ниже показаны детали, сформированные вручную.



Рисунок 4.42:  
Выхлопное сопло



Рисунок 4.43: Внутреннее пламя  
Внешняя оболочка трубы



Рисунок 4.44: Внешнее пламя



Рисунок 4.45:

#### 4.3.2 Процесс фрезерования

##### Турбина

Следующим шагом было разобрать сердцевину турбокомпрессора, использованного в этой работе, отсоединив компрессор и турбину от вала. Компрессор был легко снят, так как он был закреплен только гайкой. С другой стороны вала турбина была приварена к валу трением, и была удалена вместе с верхней гайкой с турбины с помощью шлифовального круга. Затем центр турбины был просверлен на фрезерном станке, чтобы получить хорошо выполненное отверстие для установки проектного вала. Поскольку материал турбины закален, использовалось сверло, чтобы пробить турбину с одного конца до другого, как показано на рисунке 4.46. Однако из-за неэффективных методов сверления турбины сверло не было центрировано относительно турбины, что исключает возможность дальнейшего использования этой турбины, так как при высоких скоростях использования турбины небольшой зазор превратится в огромный, что приведет к серьезной аварии, ставя под угрозу жизни вокруг турбины. Оптимальным методом сверления было бы сохранить вал, прикрепленный к турбине, и зафиксировать его в правильном положении на токарном станке, обеспечивая таким образом центрирование сверла.



Рисунок 4.46: Просверленная турбина

##### Система направляющих лопаток сопла

Система направляющих лопаток сопла была основана на методике опытного человека по изготовлению небольших моделей турбореактивных двигателей, найденной в интернете на[38]. Окружающие части НГВ были вырезаны и сварены. Однако, для завершения этой системы лопатки были вырезаны из другой турбины, где шлифовальный круг использовался для индивидуального отделения лопаток от ротора. Позже часть ширины лопаток была удалена, чтобы они подходили между окружающими частями и основанием турбины. Лопатки, взятые из другой турбины, показаны на рисунке 4.47.



Рисунок 4.47: Лопатки системы направляющих лопаток сопла

Последней частью изготовления этого компонента было приваривание лопаток между двумя металлическими частями, как показано на рисунке 4.48 и рисунке 4.49. К сожалению, не удалось закрепить лопатки в этом компоненте из-за техники сварки, которая выделяла слишком много тепла, учитывая размер и толщину компонента.



Рисунок 4.48: Основание турбины



Рисунок 4.49: Окружающая и верхняя часть системы направляющих лопаток сопла

Шайба на рисунке 4.48 является основанием турбины, которое вместе с прямоугольником рядом с ней образует внутреннюю часть системы направляющих лопаток сопла, к которой будет приварен сегмент лопаток. Рисунок 4.49 иллюстрирует три внешние части системы: нижнюю часть, окружающую лопатки, коническую деталь, которая устанавливается сверху на нижнюю часть, и затем шайбу, приваренную к верхнему основанию конической детали.

#### 4.3.3 Токарный процесс

##### Алюминий

Алюминиевые компоненты обрабатывались иначе, чем остальные компоненты. Этот материал обрабатывался с использованием токарного станка. Чертежи алюминиевых компонентов были напечатаны, и только после этого литой материал подвергался обработке. Блоки помещались в токарный станок, где они фиксировались в соответствующем положении. Затем литой алюминий обрабатывался, удаляя необходимый материал для получения конструкции с правильной формой и размерами. Однако крайне сложно обработать детали и получить точную физическую копию конструкции, так как невозможно определить, удаляет ли токарный станок правильное количество материала, даже при максимальной осторожности при работе с ним. Компоненты, обработанные на токарном станке, включали корпус вала и входной фланец, указанные на рисунке 4.50 и рисунке 4.51 соответственно. Обтекатель компрессора и диффузор должны были быть изготовлены на вертикальном обрабатывающем центре в FABLAB Университета Бейра Интериор. К сожалению, не удалось произвести эти две детали из-за их малых размеров, требующих чрезвычайно точного оборудования.



Рисунок 4.50: Корпус вала



Рисунок 4.51: Входной фланец

Нержавеющая  
сталь

Еще одной деталью, обработанной на токарном станке, был вал. Этот компонент изготовлен из твердого цилиндра из нержавеющей стали, который был обработан с учетом размеров, полученных для изготовления вала. Однако рекомендованным материалом является стальной винт с классом прочности 12.9 или 10.6, так как этот компонент должен выдерживать огромное напряжение при работе турбины и компрессора [29]. Рисунок 4.52 представляет вал, полученный после описанного процесса изготовления.



Рисунок 4.52: Вал

#### 4.3.4 Процесс пайки

Опора кольца была просверлена шесть раз, с помощью шаблона и прокола были отмечены положения отверстий. Впоследствии сверление было выполнено трехмиллиметровым сверлом, чтобы испарительные трубки могли поместиться в отверстия. Эти трубки были вырезаны из нержавеющей стали диаметром три миллиметра. Маленькие трубки были припаяны к опоре топливного кольца для последующего размещения распределителя топливного кольца, как показано на Рисунке 4.53. Распределитель изготовлен из той же трубки, что и испарительные трубки, которые пришлось согнуть в маленький круг, чтобы они поместились в опору кольца. Стальная проволока была протянута по всей длине трубки, чтобы не смять её, что могло бы нарушить равномерное распределение топлива. Методы, использованные для придания формы трубке, применялись с крайней осторожностью, чтобы не смять её. Несмотря на осторожность, проявленную при работе с трубкой, её не удалось сформировать до нужных размеров, как показано на Рисунке 4.54.



Рисунок 4.53: Опора топливного кольца



Рисунок 4.54: Топливное кольцо

#### 4.3.5 Процесс сварки

Оба конца сформованных деталей были сварены, при этом процессе только некоторые из них приняли окончательную форму. Тип сварки, использованный здесь, был аргонодуговая сварка или TIG. Процесс сварки был одной из причин выбора более толстого листа из нержавеющей стали. Существовала вероятность того, что тепло, выделяемое при сварке, расплавит часть деталей, что становилось более вероятным при использовании более тонкого листа. Однако даже с увеличенной толщиной удалось сварить только компоненты, показанные на рисунках ниже. Остальные компоненты не удалось сварить, так как оба конца деталей должны были быть соединены без единого воздушного зазора. Для обработки концов деталей использовалась наждачная бумага, чтобы устранить неровности и предотвратить воздушный зазор при соединении противоположных концов. Тем не менее, не удалось сварить все детали, как это продемонстрировано.

Сварные детали:



Рисунок 4.55: Выхлопное сопло



Рисунок 4.56: Внешний корпус



Рисунок 4.57: Внутренняя огневая труба, вид спереди



Рисунок 4.58: Внутренняя огневая труба, вид сзади



Рисунок 4.59: Внешняя огневая труба



Рисунок 4.60: Внешние части системы направляющих лопаток сопла



Рисунок 4.61: Внутренняя часть системы направляющих лопаток сопла

## Глава 5

### Заключение

Основной целью этой диссертации было создание небольшого турбореактивного двигателя, для чего сначала было проведено исследование компонентов турбореактивного двигателя и его рабочего цикла. Изучение реактивного двигателя само по себе было вызовом, так как обилие доступной информации затрудняет выбор наиболее важных концепций, которые необходимо знать перед разработкой турбореактивного двигателя.

Эта диссертация дала автору возможность изучить часть науки, лежащей в основе этого двигателя, а также получить практические знания о том, как строить турбореактивный двигатель, что не изучается каждый день и, конечно, невозможно изучить в классе.

Диссертация достигла одной из двух предложенных целей. Проектирование было завершено, и дано объяснение, чтобы в будущем можно было реализовать работу, основанную на предпринятых шагах. К сожалению, строительство этого двигателя не было завершено из-за отсутствия средств для проведения адекватного производства.

### 5.1 Недостатки

Дизайн этого проекта в основном основывался на книге Thomas Kamps [29], и автор благодарен за её существование. Информацию о том, как построить турбореактивный двигатель, особенно с радиальным компрессором/турбиной, было невозможно найти, кроме как в книгах Курта Шреклинга и ранее упомянутой. Хотя их двигатели не включали радиальную турбину, а осевую. Эти две книги подробно описывают процесс изготовления турбореактивного двигателя, с полным описанием всех процедур. Поскольку этот двигатель основан на эмпирических данных, размеры не являются окончательными, и нельзя утверждать, что двигатель имеет правильные размеры для данного компрессора. Только с опытом в моделировании реактивных двигателей и их тестировании можно уверенно сказать, что размеры компонентов позволяют двигателю работать без проблем.

В ходе экспериментальной фазы было преодолено множество препятствий при попытке создания этого турбореактивного двигателя. Первым из них стало увеличение толщины листа нержавеющей стали. Это оказало значительное влияние на изготовление деталей, так как усложнило их ручное формование, делая невозможным их подгонку под соответствующие размеры разработанных компонентов. Вследствие толщины листа, вальцовочный станок не мог быть использован. Это было бы чрезвычайно полезно из-за более точного процесса вальцовки деталей, а также для облегчения сварки, так как использование вальцовочного станка привело бы к получению ровных, выровненных деталей.

Что касается процесса сварки, наиболее критическое препятствие не удалось преодолеть должным образом, поскольку техника, ранее упомянутая в разделе 4.3, не позволяла разместить детали так, как хотелось бы, что мешало достижению основной цели этой диссертации. Несмотря на технику, размер деталей требовал исключительной точности изготовления, с чем начинающему в экспериментальных задачах было действительно сложно справиться.

## 5.2 Будущие работы и рекомендации

Дальнейшие работы, основанные на этой диссертации, могут быть развиты благодаря широкому спектру тем, связанных с турбореактивным двигателем. Поскольку изготовление этого двигателя не было завершено, первой возможной работой может быть завершение этого проекта и, если возможно, создание стереолитографического файла компрессора для точного проектирования обтекателя компрессора, с учетом кривизны компрессора, что является важным фактором для эффективной индукции воздуха, а значит, сжатия и функционирования двигателя.

Для тестирования двигателя автор рекомендует, если возможно, калибровку вала. Кроме того, для этого типа двигателя следует разработать осевую турбину. Это упростит процесс производства, например, системы направляющих лопаток сопла.

Будущие работы, следующие за этой диссертацией, могут включать:

- Завершение разработки этого двигателя с использованием соответствующих технологий.
- Изучение и изготовление осевой турбины для соответствия компрессору.
- Провести исследование воздушного потока реактивного двигателя с использованием вычислительной гидродинамики и проверить, какие улучшения можно внести в разработанные компоненты.
- Разработать испытательный стенд.

## Библиография

[1] Turkey Mehmet, Gurgen Selim, Keskin Goksel, Durmus Seyhun, Kushan Melih Cemal. Исследование применения военных БПЛА с мини-турбореактивными и турбореактивными двигателями. В: 21-я Международная конференция AFASES; май 2019; Басов, Румыния. v, vii, 1

[2] «История полета» [Онлайн]. Доступно по адресу: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/UEET/StudentSite/historyofflight.html> (дата обращения: 2019-03). 1

[3] «Скорость звука» [Онлайн]. Доступно по адресу: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/sound.html> (дата обращения: 2019-03). 1

[4] «Герон Александрийский изобрел паровую машину» [Онлайн]. Доступно по адресу: <https://www.greekboston.com/culture/inventions/steam-engine/> (дата обращения: 2019-03).

[5] «Эолипил» [Online]. Доступно по адресу: <https://en.wikipedia.org/wiki/Aeolipile> (дата обращения: 2019-03). xi, 3[6] Hünecke Klausе, *Реактивные двигатели: Основы теории, проектирования и эксплуатации*, 6-е издание, Motorbooks International, 2003. xi, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 18, 19, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 29[7] «Законы движения Ньютона» [Online]. Доступно по адресу: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/newton.html> (дата обращения: 2019-03). 3[8] Rolls Royce plc, *Реактивный двигатель*, 5-е издание, Rolls Royce plc, 1996. xi, 4, 5, 7, 8, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27[9] «Курт Шреклинг» [Online]. Доступно по адресу: [https://en.wikipedia.org/wiki/Kurt\\_Schreckling](https://en.wikipedia.org/wiki/Kurt_Schreckling) (дата обращения: 2019-03). 4[10] Shreckling Kurt, *Газовые турбины для моделей самолетов*, 5-е издание, Traplet Publications, 2003. 4, 30[11] El-Sayed Ahmed F., *Основы авиационного и ракетного двигателестроения*, Springer, стр. 531-588, 2016. xi, 6, 15, 16, 17, 18[12] Chen Min, Zhang Kun, Tang Hai-Long, *Методология вероятностного проектирования для анализа общей производительности турбовального двигателя*, Достижения в машиностроении, 2014;1(12), doi: 10.1155/2014/976853, май 2014. xi, 6[13] C. Weston Kenneth, *Преобразование энергии*, электронное издание, 2000. 8[14] Çengel Yunus A., Boles, Michael A., *Термодинамика, инженерный подход*, 8-е издание, McGraw-Hill Education, 2015. xi, 9, 10, 11[15] «Идеальный цикл Брайтона» [Online]. Доступно по адресу: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html>. (дата обращения: 2019-03). 10

- [16] "Цикл Брайтона" [Online]. Доступно по адресу:  
<https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node28.htm> l.
- (доступно на 2019-03). xi, 11, 12[17] К. Оутс Гордон, *Аэротермодинамика газовых турбин и ракетных двигателей*, 3-е издание, Американский институт аэронавтики и астронавтики, Инк., Сизтл, Вашингтон, 1998. 12, 14, 15, 20, 21, 23[18] Фальстром Саймон, Пил-Роос Рикард, *Проектирование и строительство простого турбореактивного двигателя* [Магистерская диссертация], Уппсальский университет, 2016.[19] "Работа воздухозаборника". Доступно по адресу:  
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/inleth.html>. (доступно на 2019-04). 13[20] "Термодинамика компрессора" [Онлайн]. Доступно по адресу:  
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/compth.html>. (доступно на 2019-04). 13[21] "Термодинамика горелки" [Онлайн]. Доступно по адресу:  
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/burnth.html>. (доступно на 2019-04). 13, 14
- [22] "Расход топлива по массе" [Online]. Доступно по адресу:  
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/fuefl.html>. (дата обращения: 2019-04). 14
- [23] "Термодинамика турбины" [Online]. Доступно по адресу:  
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/powtrbth.html>. (дата обращения: 2019-04). 14
- [24] "Работа сопла" [Online]. Доступно по адресу:  
<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/nozzleh.html>. (дата обращения: 2019-04). 15
- [25] "Число Маха" [Online]. Доступно по адресу:  
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/mach.html>. (дата обращения: 2019-04). 18[26] "Воздухозаборники" [Online]. Доступно по адресу:  
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/inlet.html>. (дата обращения: 2019-04). xi, 19[27] Бойс Мехерван П., *Справочник по инженерии газовых турбин*, 2-е издание, Gulf Professional Publishing, 2002. xi, xv, 20, 21, 28, 29[28] "Осевая компрессор" [Online]. Доступно по адресу: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/caxial.html>. (дата обращения: 2019-04). 21[29] Кампс Томас, *Модели реактивных двигателей*, 3-е издание, Traplet Publications, 2005. xi, xii, xv, 22, 23, 29, 30, 31, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 45, 47, 55, 59, 63, 88

[30] Lin Jiangui, Balint Daniel, Pietrzyk Maciej, редакторы, Эволюция микроструктуры в процессах формовки металлов, Woodhead Publishing, стр. 384-394, 2012. Доступно на: Sciencedirect. 27[31] C.Lyons William, J.Plisgam Gary, D.Lorenz Michael, редакторы, Стандартный справочник по нефтяной и газовой инженерии, 3-е издание, 2016. 29[32] "История турбокомпрессора с приводом от выхлопных газов" [Online]. Доступно по адресу: <https://en.turbolader.net/Technology/History.aspx>. (дата обращения: 2019-05). xi, 31, 32[33] Tsei Lauren, Проектирование и производительность газовой турбины на основе автомобильного турбокомпрессора [BEng], Массачусетский технологический институт, май-2004. 32, 33[34] "Turbo Tech 103 | Expert: Карта компрессора" [Online]. Доступно по адресу: [https://www.garrettmotion.com/wp-content/uploads/2019/10/GAM\\_Turbo-Tech-103\\_Expert-1.pdf](https://www.garrettmotion.com/wp-content/uploads/2019/10/GAM_Turbo-Tech-103_Expert-1.pdf). (дата обращения: 2019-05). xi, 33[35] "Turbo Tech 103 | Expert: Карта компрессора" [Online]. Доступно по адресу: <https://www.marineinsight.com/main-engine/what-is-turbocharger-surfing/>. (дата обращения: 2019-05). xi, 32[36] "Технические характеристики турбокомпрессора" [Online]. Доступно по адресу: <https://www.ecotrons.com/files/ECOTRONS%20Turbo%20VZ21%20-technical%20spec1.pdf>. (дата обращения: 2019-05). xi, xv, 33, 34, 35, 87[37] Alonzo Daniel, Crocker Alex, James Eric, Kingston III John, Проектирование и производство миниатюрного турбореактивного двигателя [BSc], Вустерский политехнический институт, 2018-03. 35[38] "От строительства турбореактивного двигателя до полета - всего один шаг"[Online]. Доступно по адресу: <https://www.youtube.com/watch?v=dYFYZ-g7fzA>. (дата обращения: 2019-06). 39, 51, 57[39] "Шариковые подшипники глубокого канала SKF 618/5" [Online]. Доступно по адресу: <https://www.skf.com/ru/units-housings/ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/index.html?designation=618/5>. (дата обращения: 2019-10). 39, 53[40] Подшипники качения для промышленного оборудования, NSK Motion & Control, 2016 39[41] "Нержавеющие стали - спецификации, марки и свойства" [Online]. Доступно по адресу: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=2874>. (дата обращения: 2020-01). 54[42] "Алюминий и алюминиевые сплавы - характерные преимущества и полезные свойства алюминиевых экструзий" [Online]. Доступно по адресу: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=4192>. (дата обращения: 2020-01). 54



## Приложения

### Приложение А - Список деталей

Таблица 1: Список деталей

Part No.	Description	No. Off	Material/Type	Blank Dimensions/Notes
1	Compressor Shroud	0	Aluminium	
2	Compressor Wheel	1	Cast Aluminium	Possible alloys: Al-Si-Cu-Mg
3	Diffuser	0	Aluminium	
4	Spacer Disk	2	Stainless Steel/Aluminium	
5	Bearing	2	618/5	Deep groove ball bearings
6	Engine shaft	1	Stainless Steel	Turned
7	Shaft Tunnel	1	Aluminium	Turned
8	Combustion Camber	1	Stainless Steel	TIG Welding
8.1	Outer section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.2	Inner section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.3	Front Section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.4	Rear Section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.5	Fuel Ring Support	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
8.6	Vaporization Tubes	6	Stainless Steel	ø3 mm tube
9	Injector Ring	1	Stainless Steel	Soldered
9.1	Injector Ring	1	Stainless Steel	ø3 mm tube
9.2	Injector Needle	6	Syring needle	ø0,8 mm
10	Turbine NGV	1	Stainless Steel, Cast Aluminium	Possible alloys: Al-Si-Cu-Mg
10.1	Turbine's base	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
10.2	Blades	9	Cast Aluminium	Possible alloys: Al-Si-Cu-Mg
10.3	Blade jacket	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
10.4	Turbine jacket	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
11	Turbine	1	Cast Alumium	Possible alloys: Al-Si-Cu-Mg
12	Exhaust Nozzle	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
12.1	Washer	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
13	Casing	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
13.1	Casing Rear Section	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick
14	Inlet Flange	1	Aluminium	Turned
16	Pre-Load Spring	1	Steel	
17	Sleeve	1	Stainless Steel	Sheet, 1mm thick, welded

# Приложение В - 2D чертежи компонентов турбореактивного двигателя

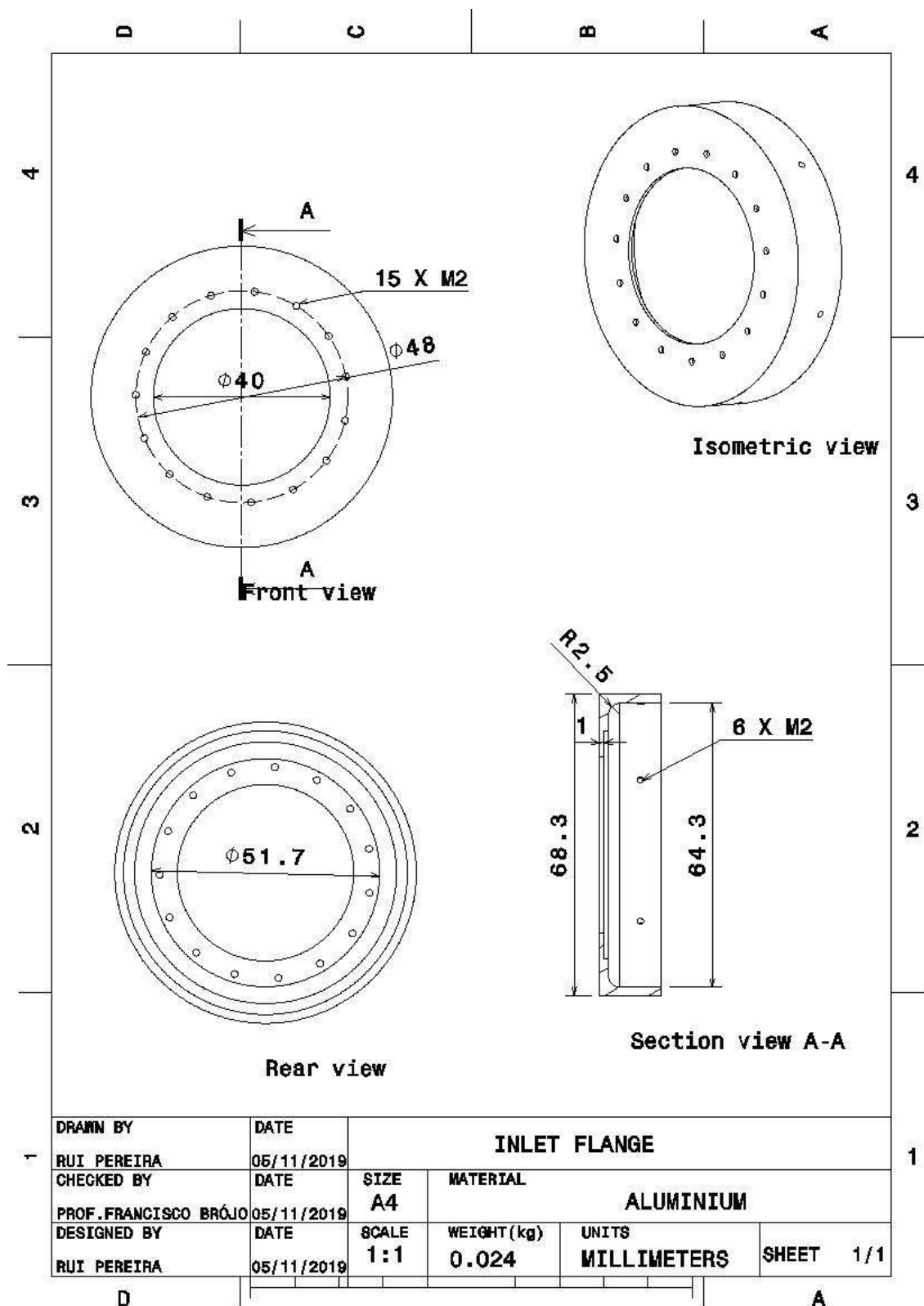


Рисунок В.1: Входной фланец

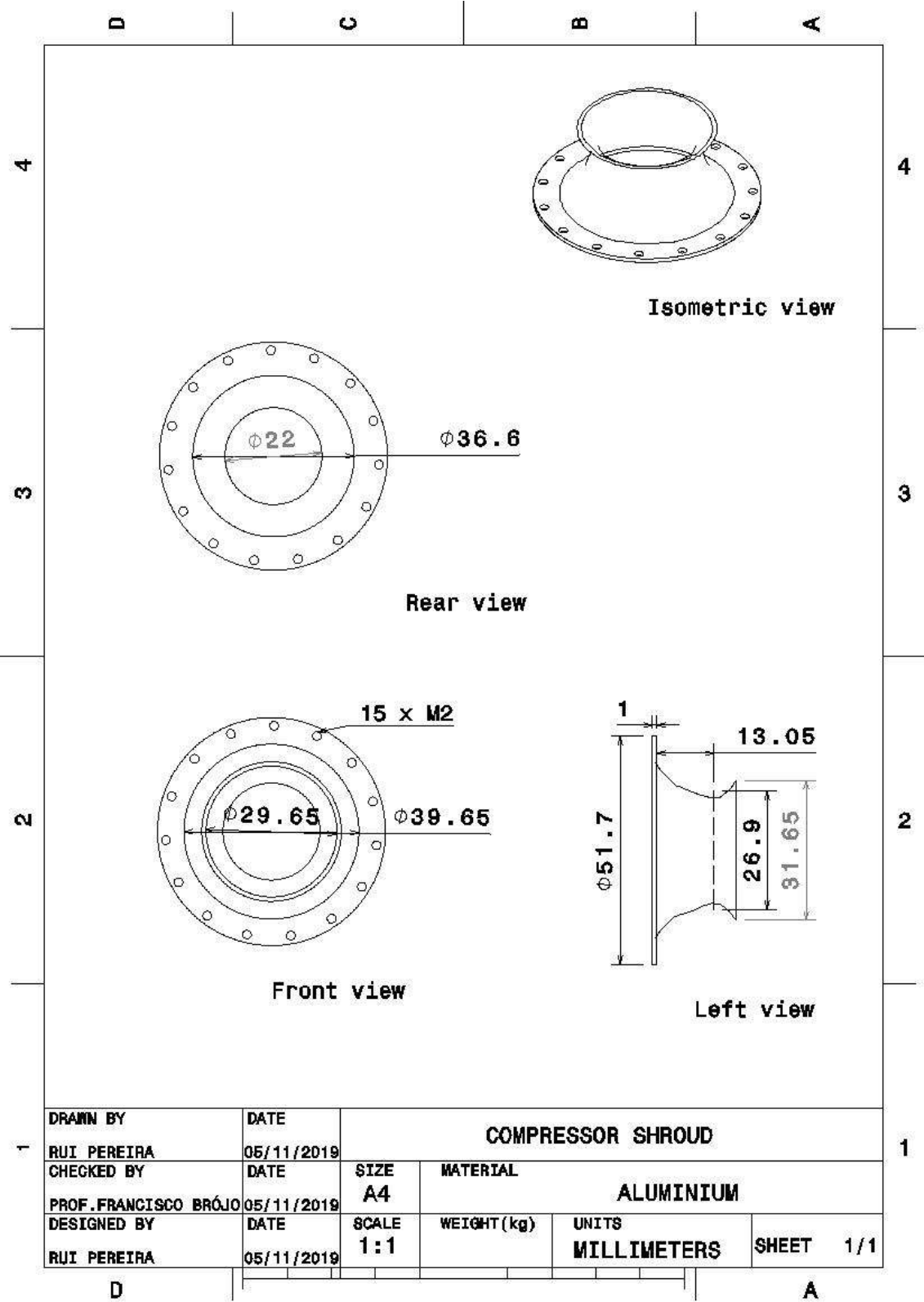


Рисунок В.2: Обтекатель компрессора

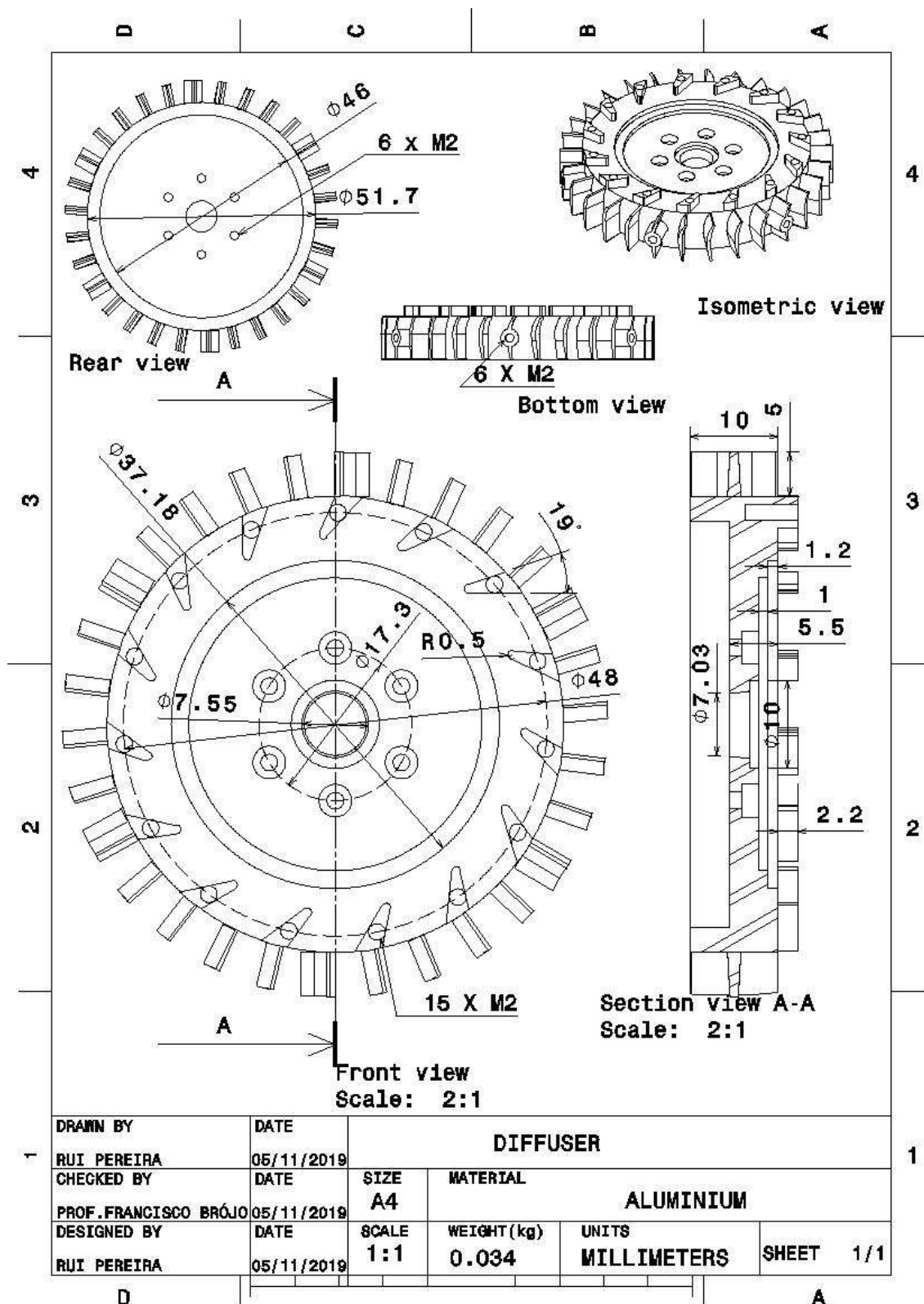


Рисунок В.3: Диффузор

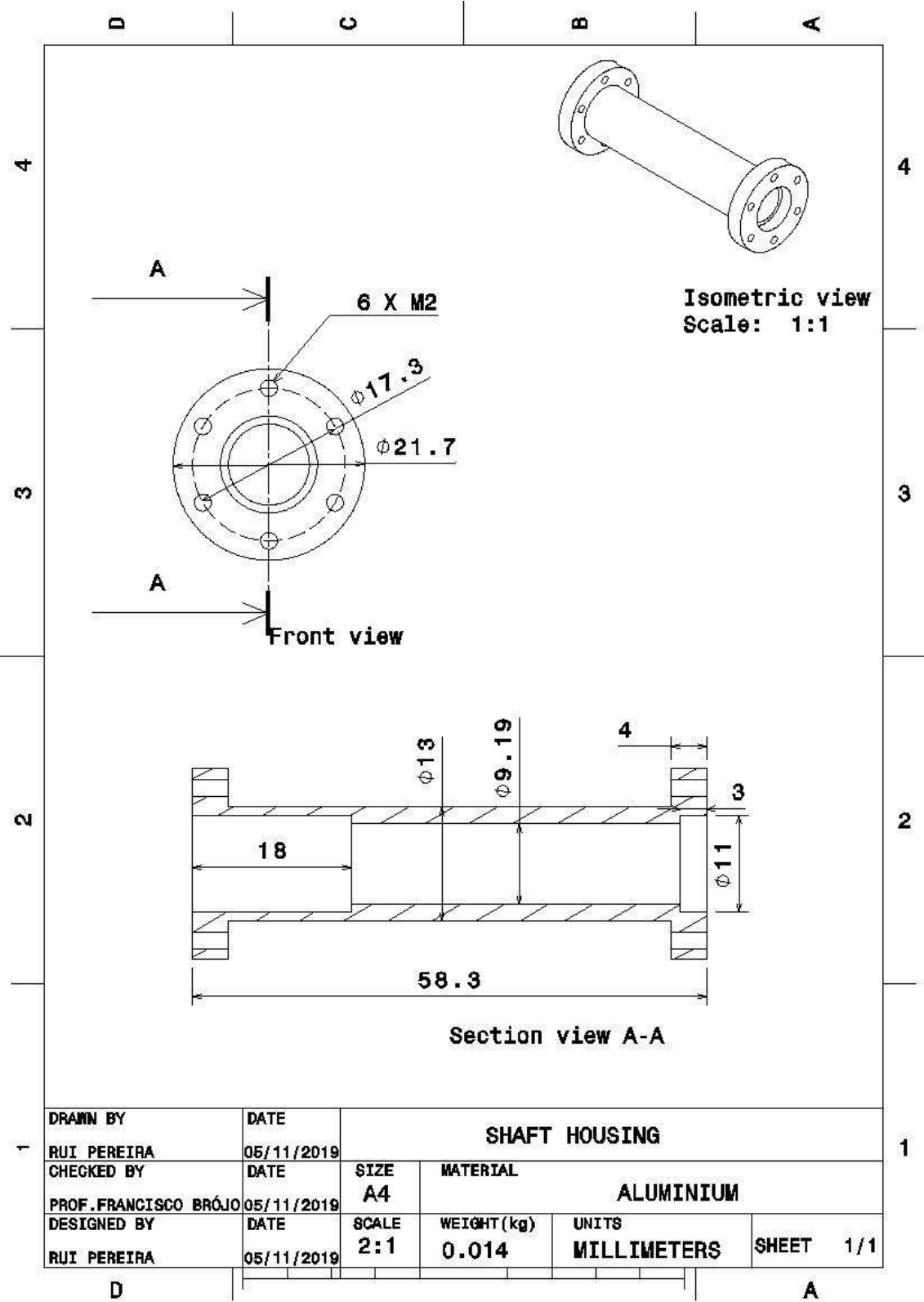


Рисунок В.4: Корпус вала

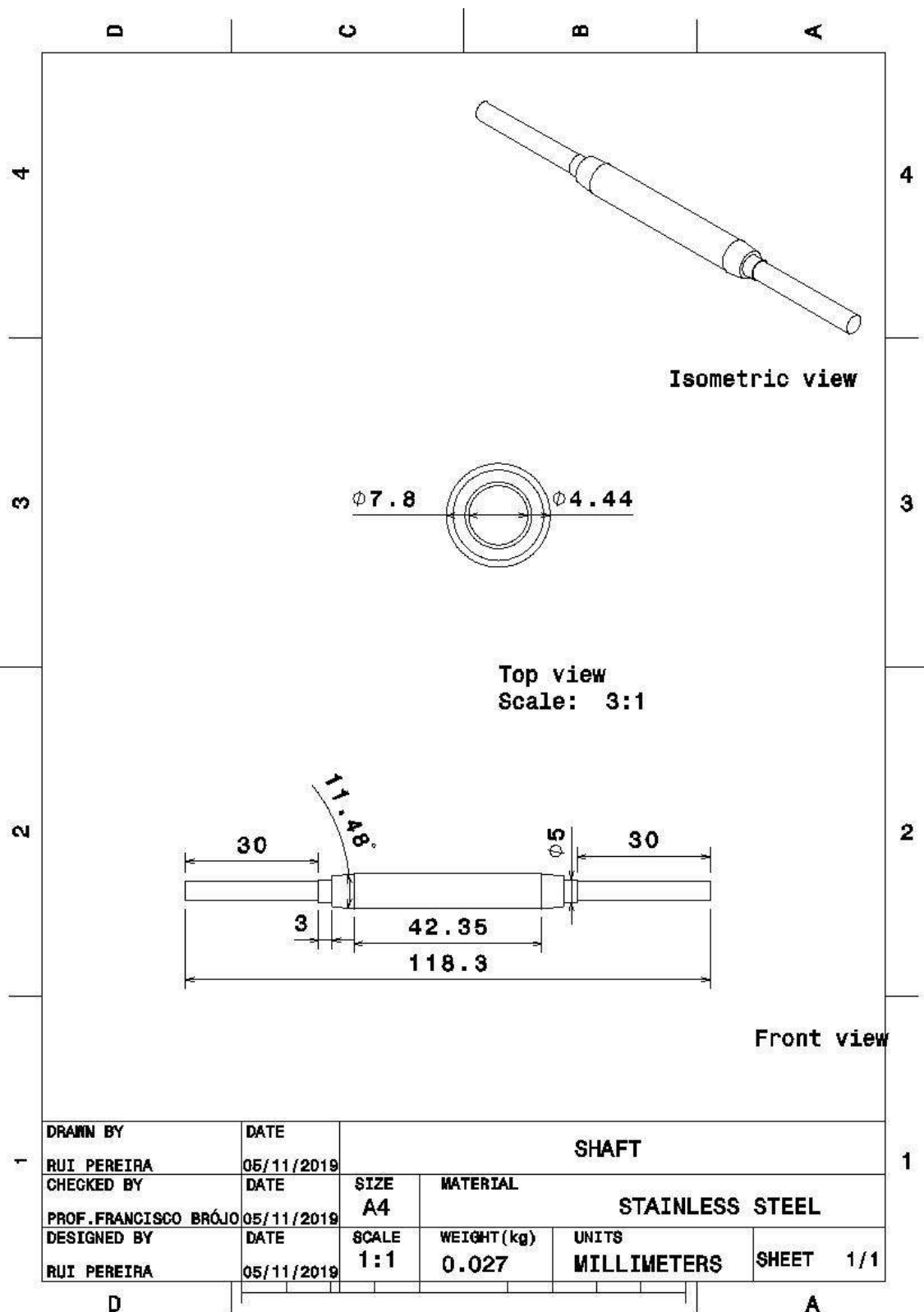


Рисунок В.5: Вал

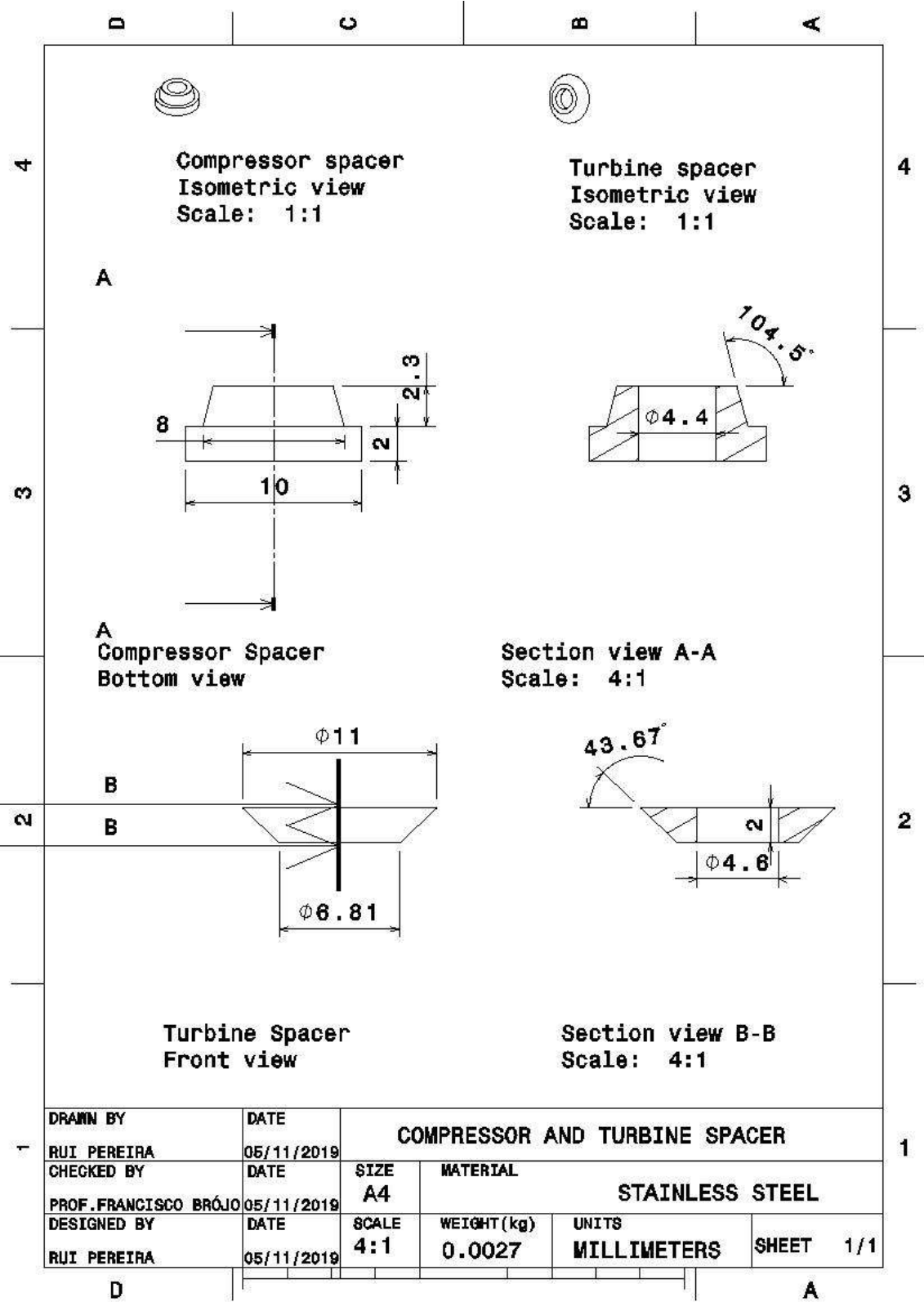


Рисунок В.6: Прокладки

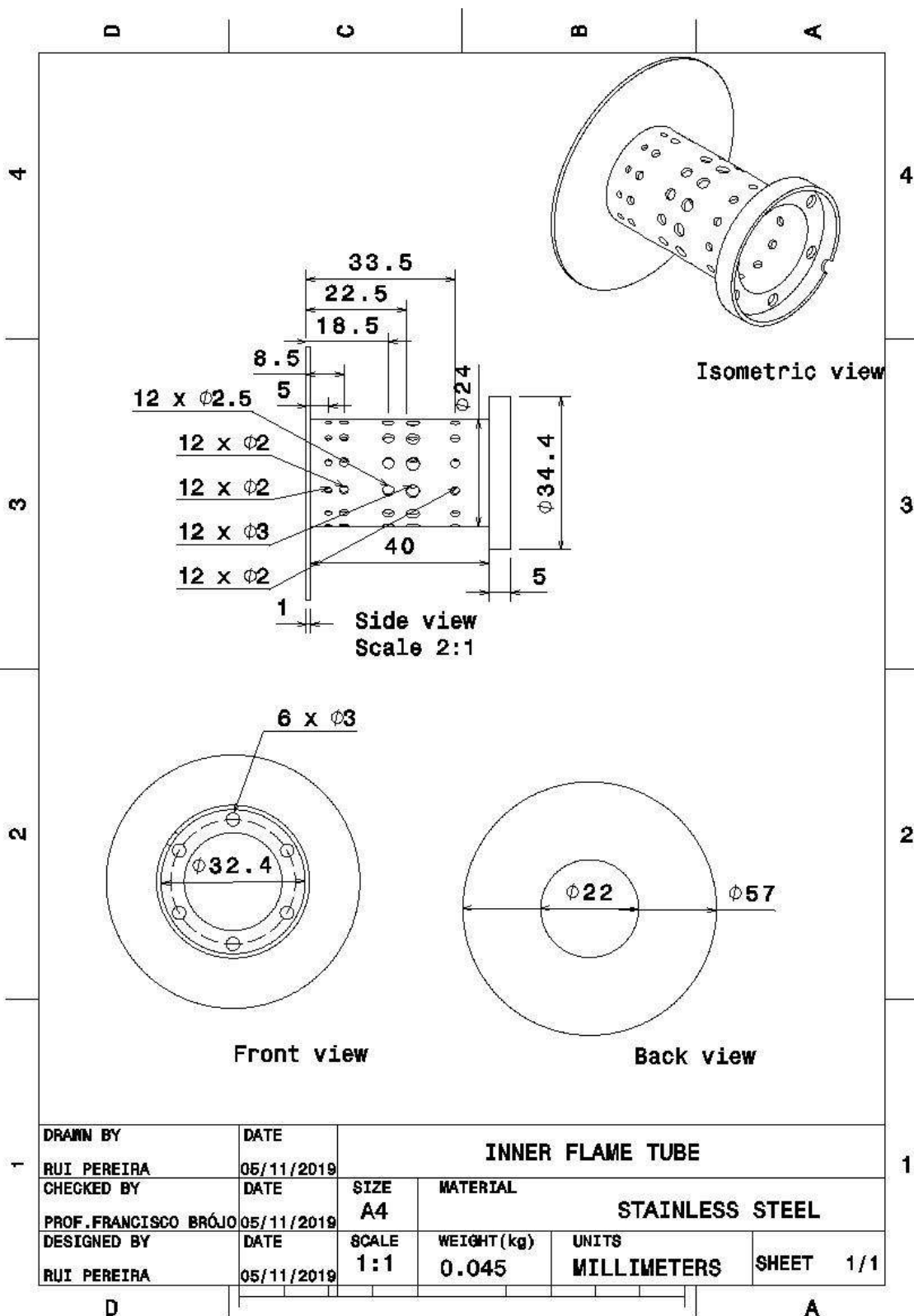


Рисунок В.7: Внутренняя огневая труба с опорой топливного кольца

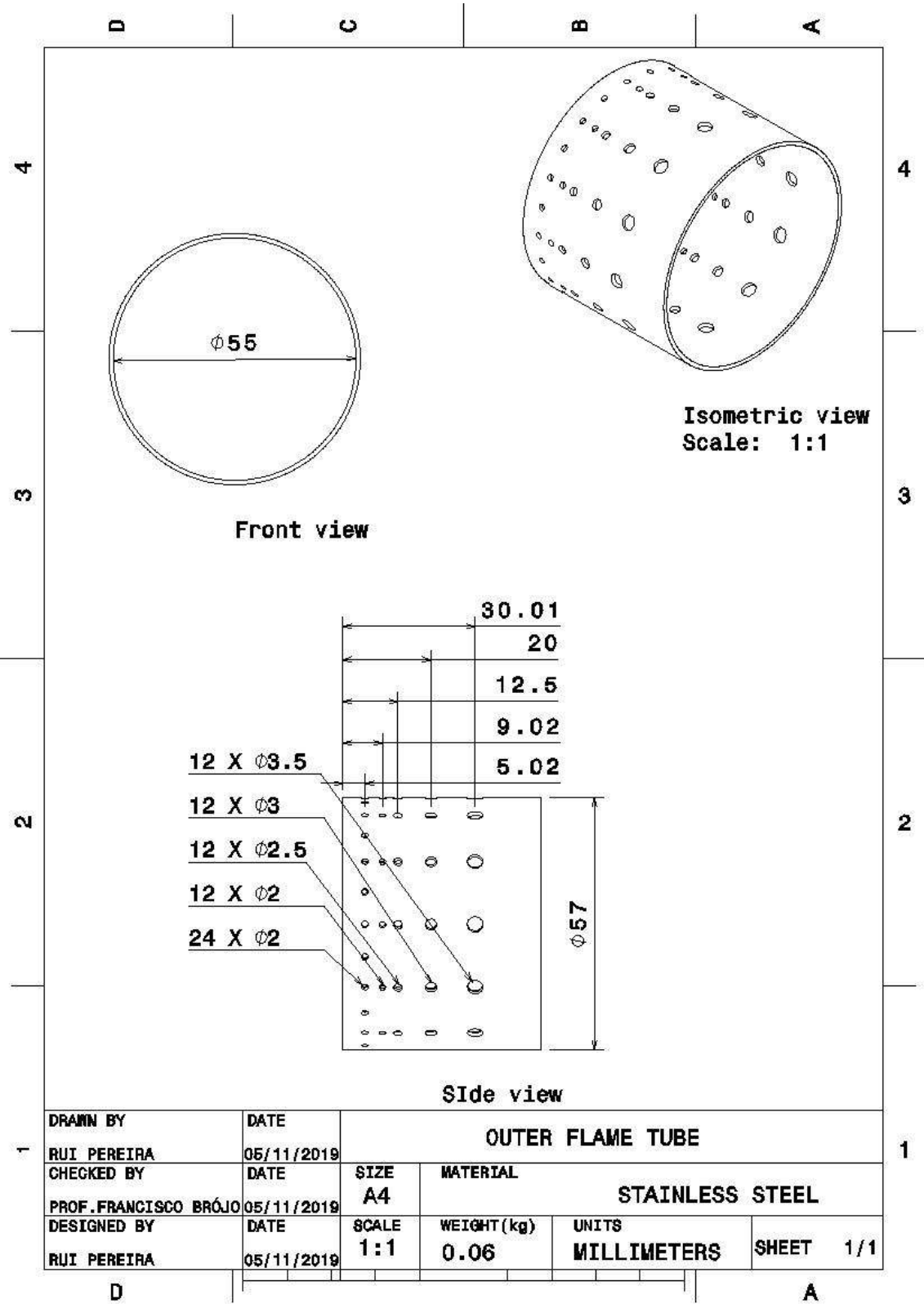


Рисунок В.8: Внешняя огневая труба

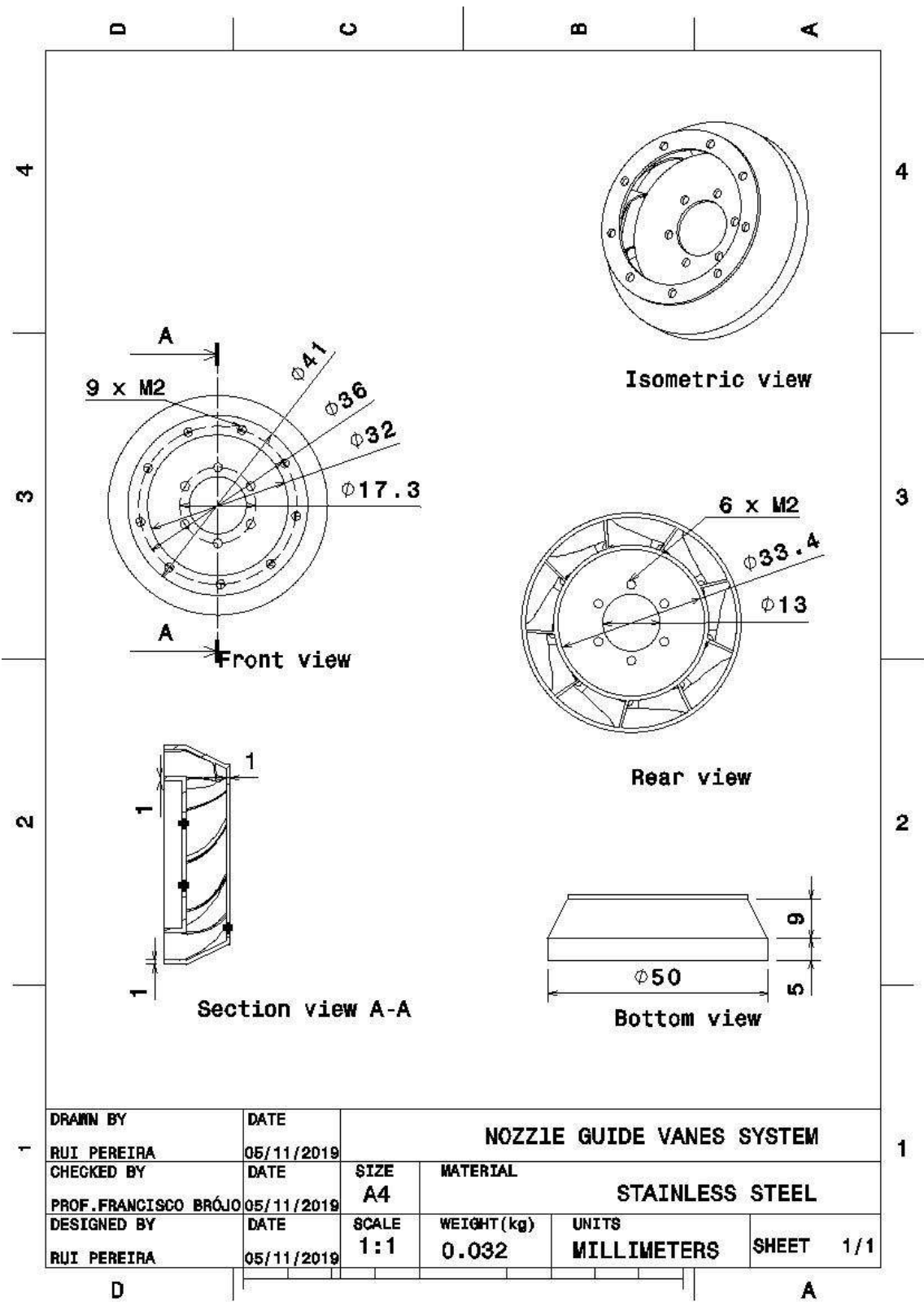


Рисунок В.9: Система направляющих лопаток с  
опла

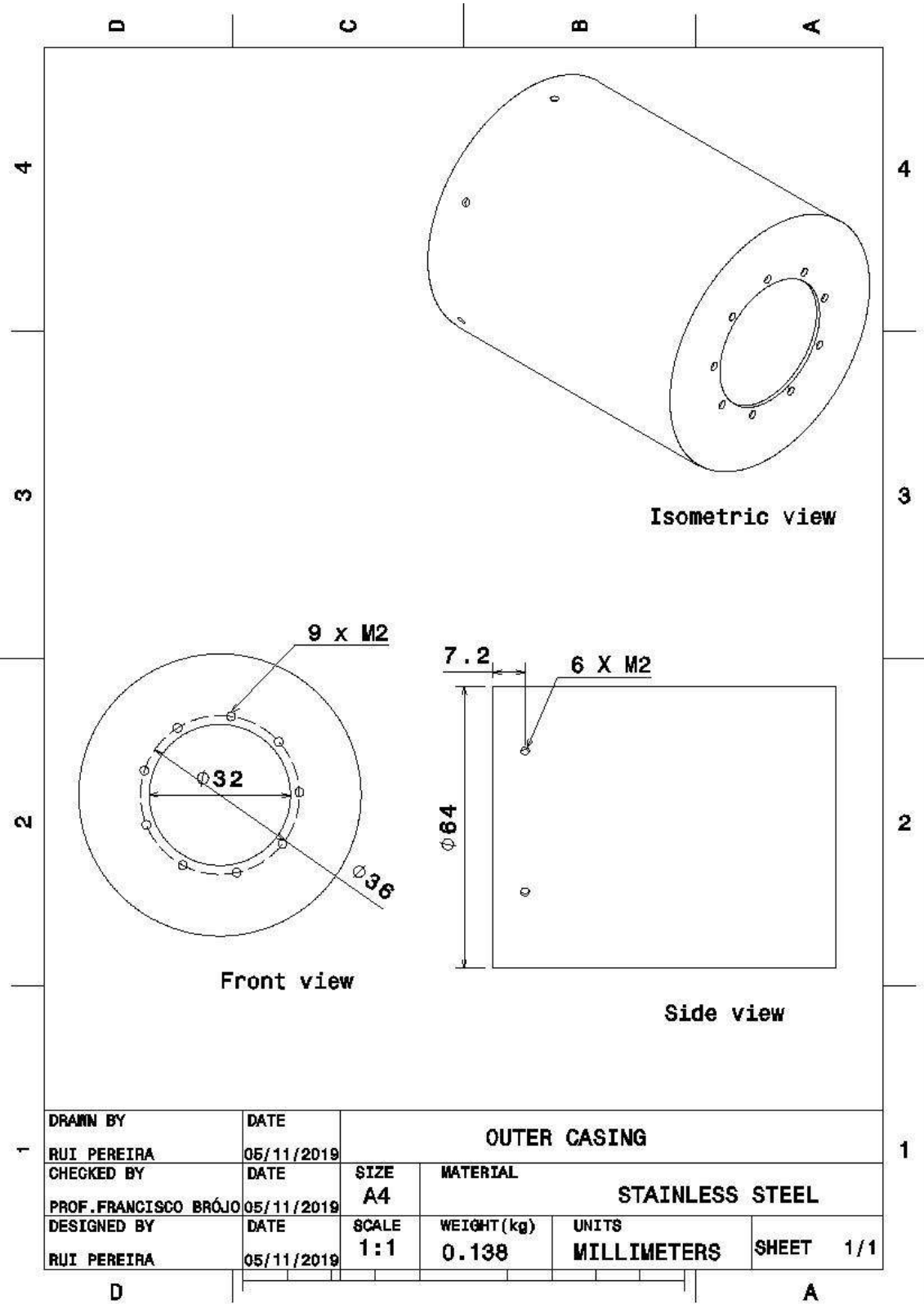


Рисунок В.10: внешний корпус

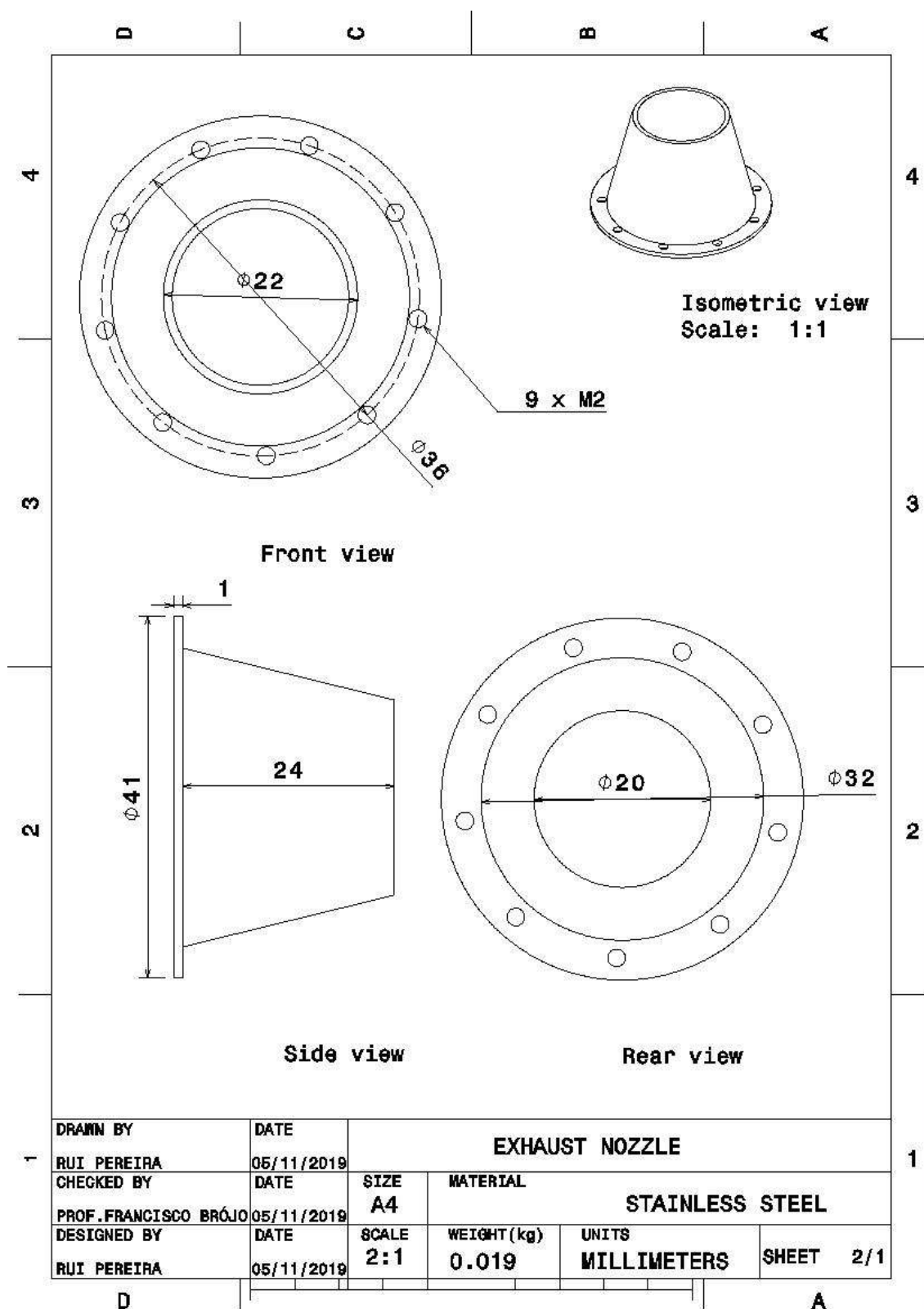


Рисунок В.11: Выхлопное сопло

## Приложение С - 2D, 3D виды турбореактивного двигателя

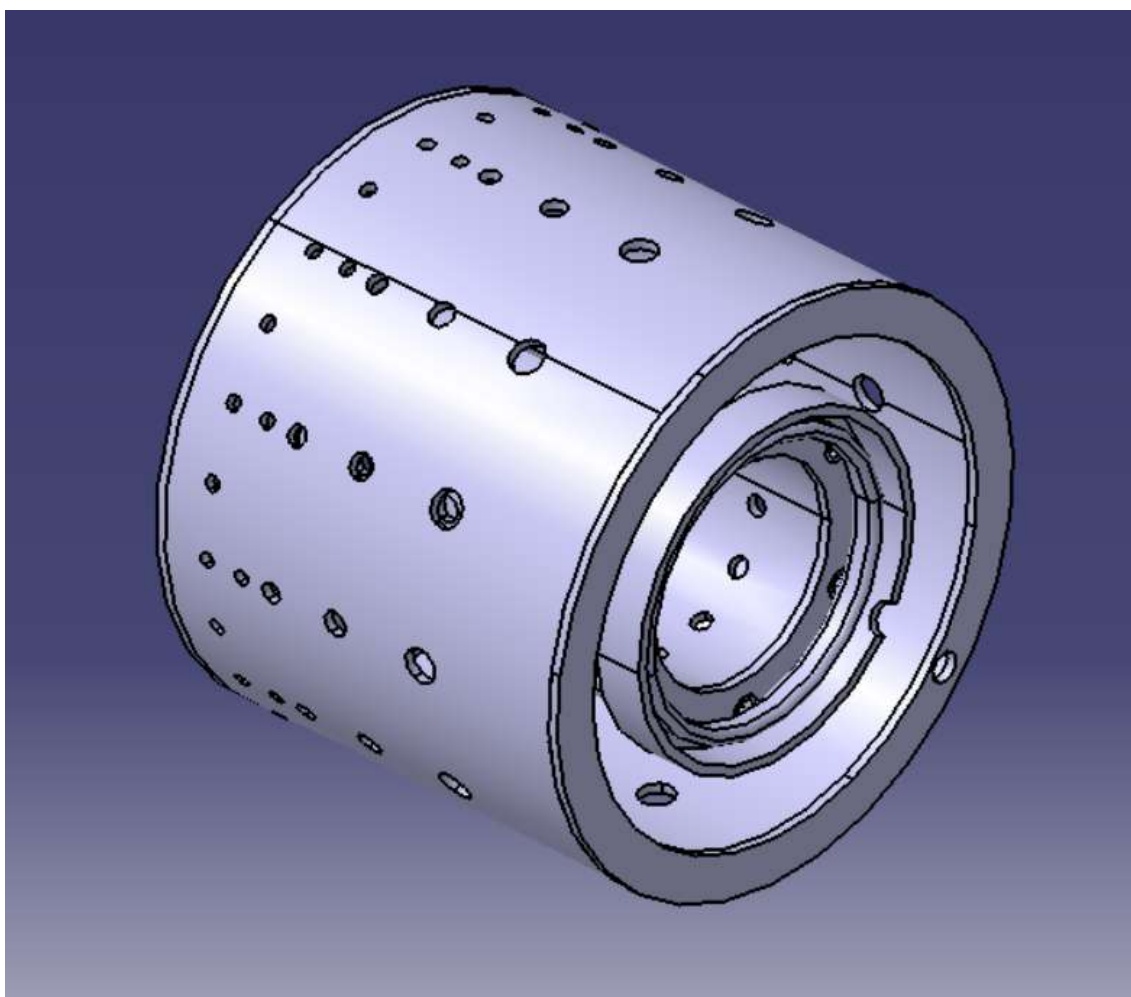


Рисунок С.1: «Камера сгорания»

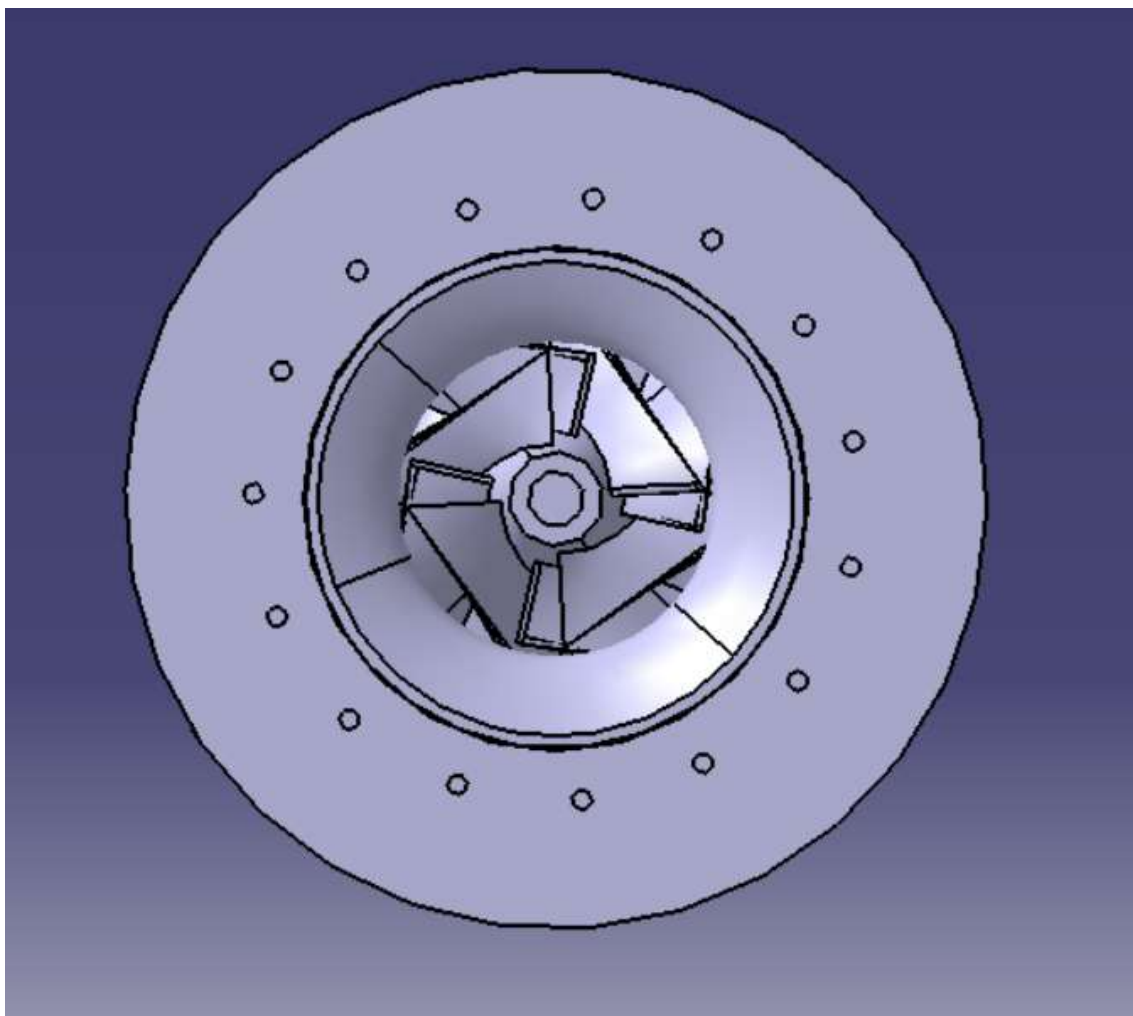


Рисунок С.2: «турбореактивный двигатель, вид спереди»

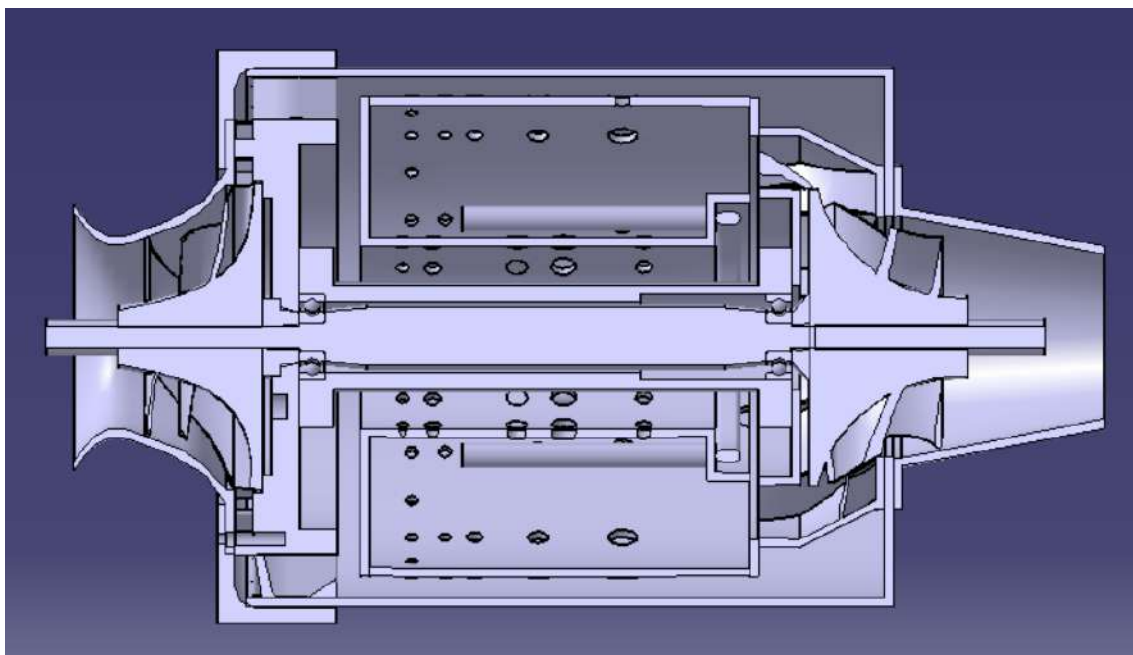


Рисунок С.3: «турбореактивный двигатель, вид сбоку»

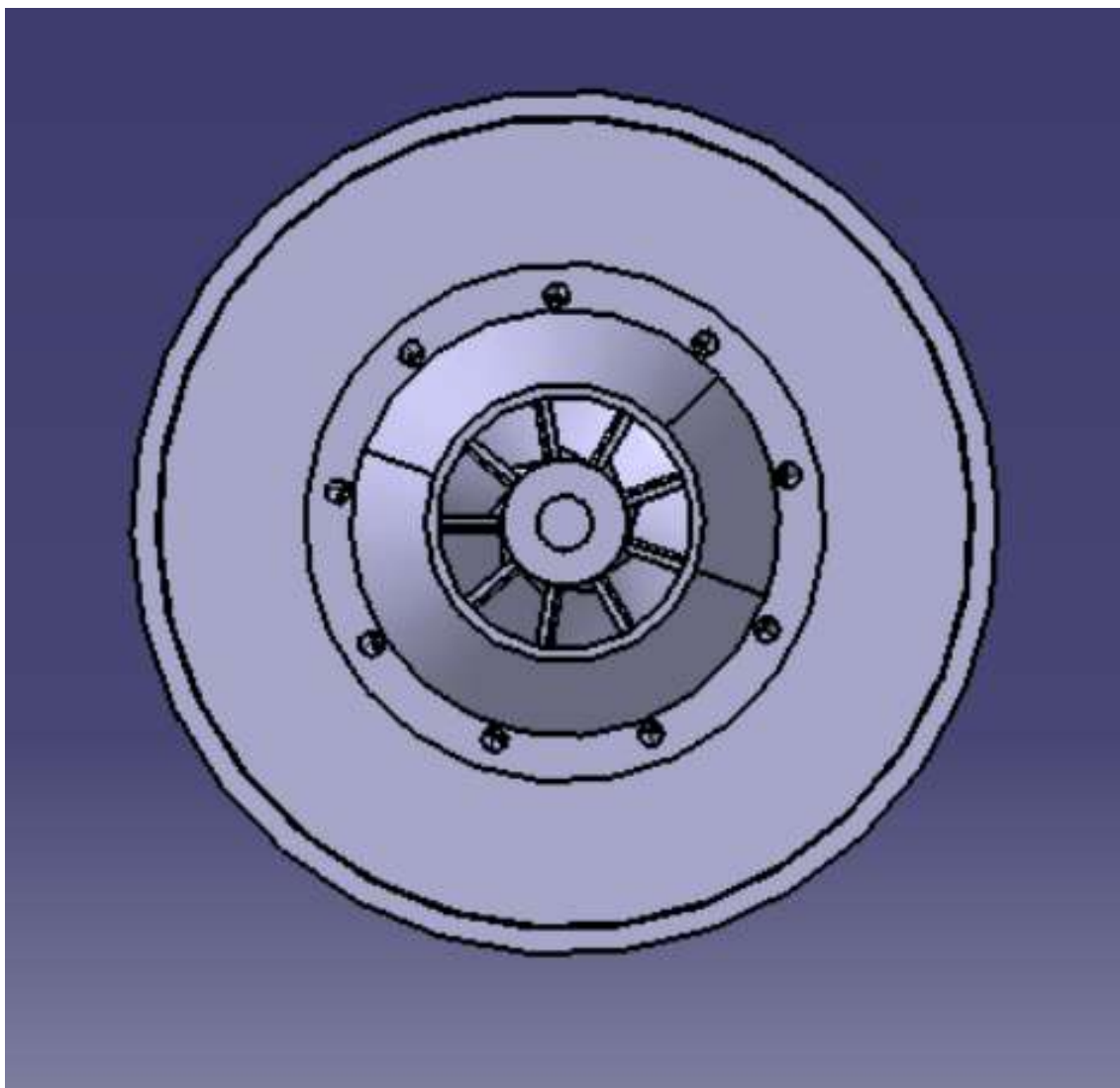


Рисунок С.4: «турбореактивный двигатель, вид сзади»

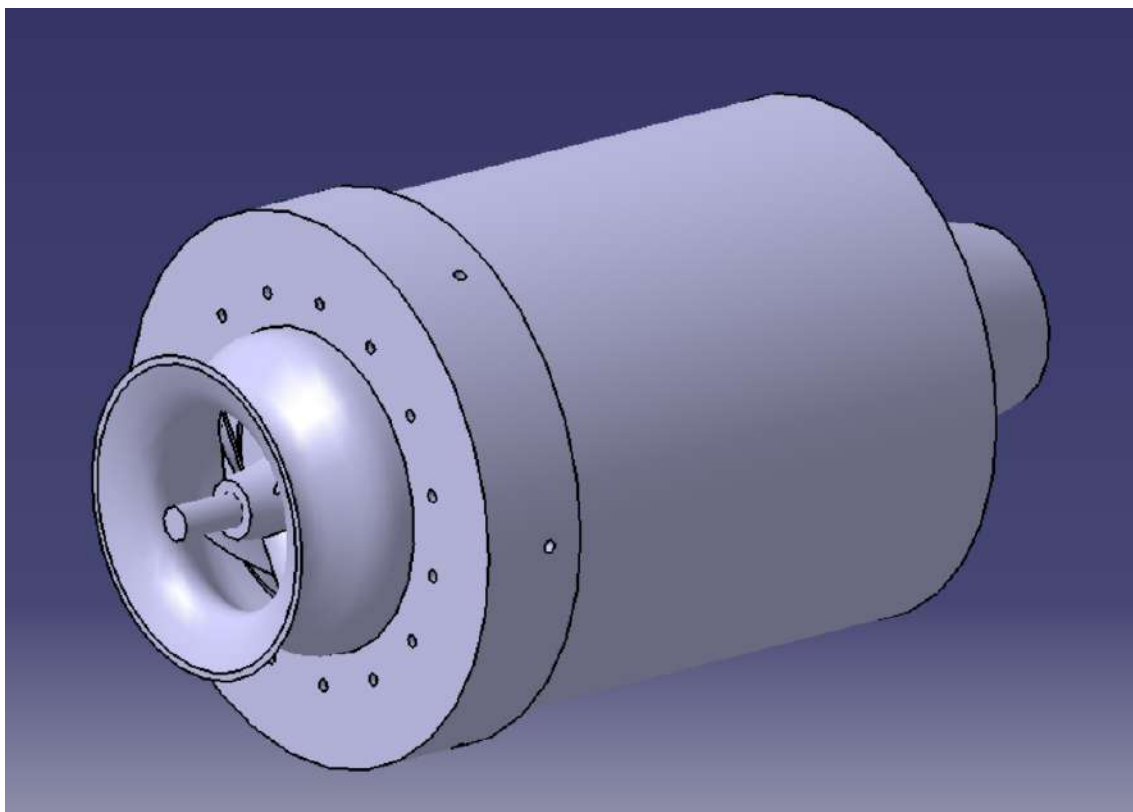


Рисунок С.5: «турбореактивный двигатель,  
изометрический 3D вид 1»

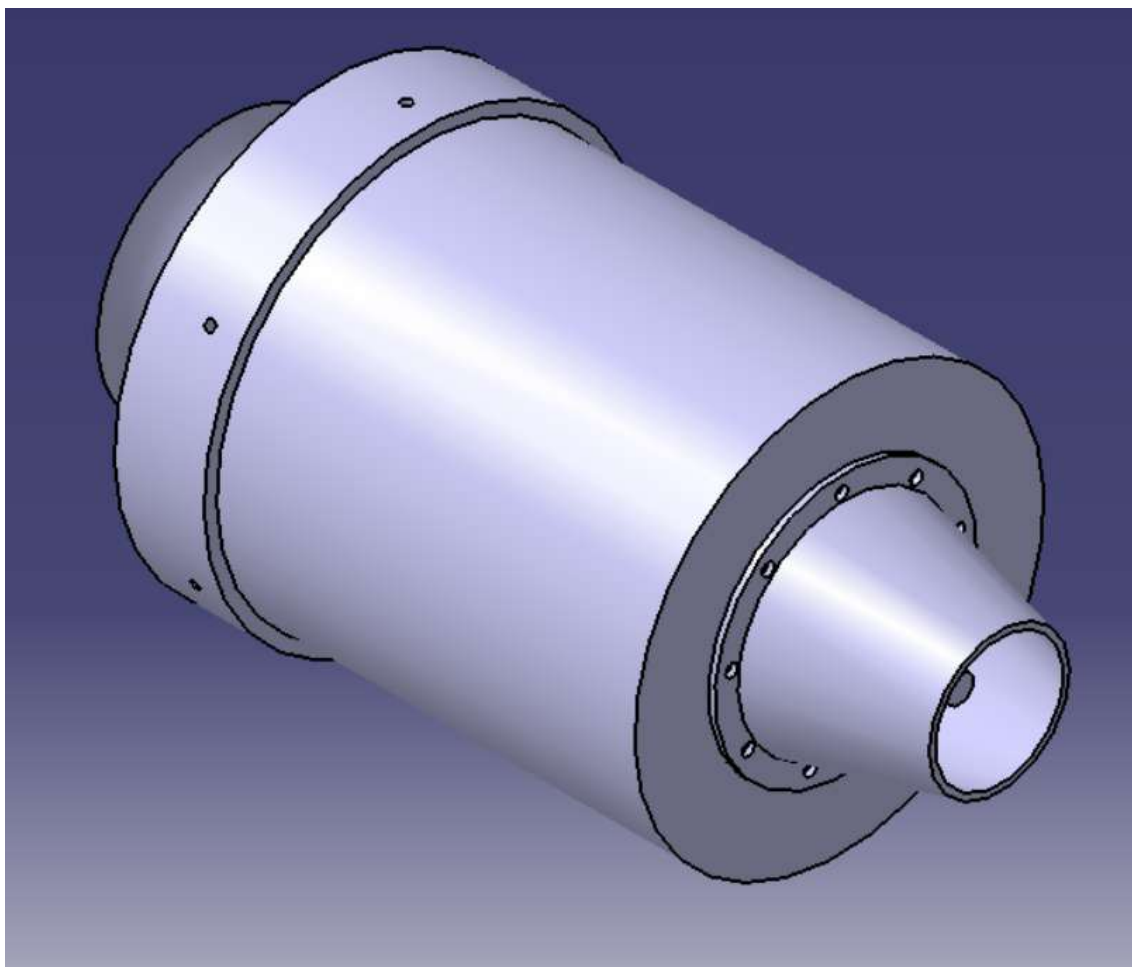


Рисунок С.6: «турбореактивный двигатель, изометрический 3D вид 2»

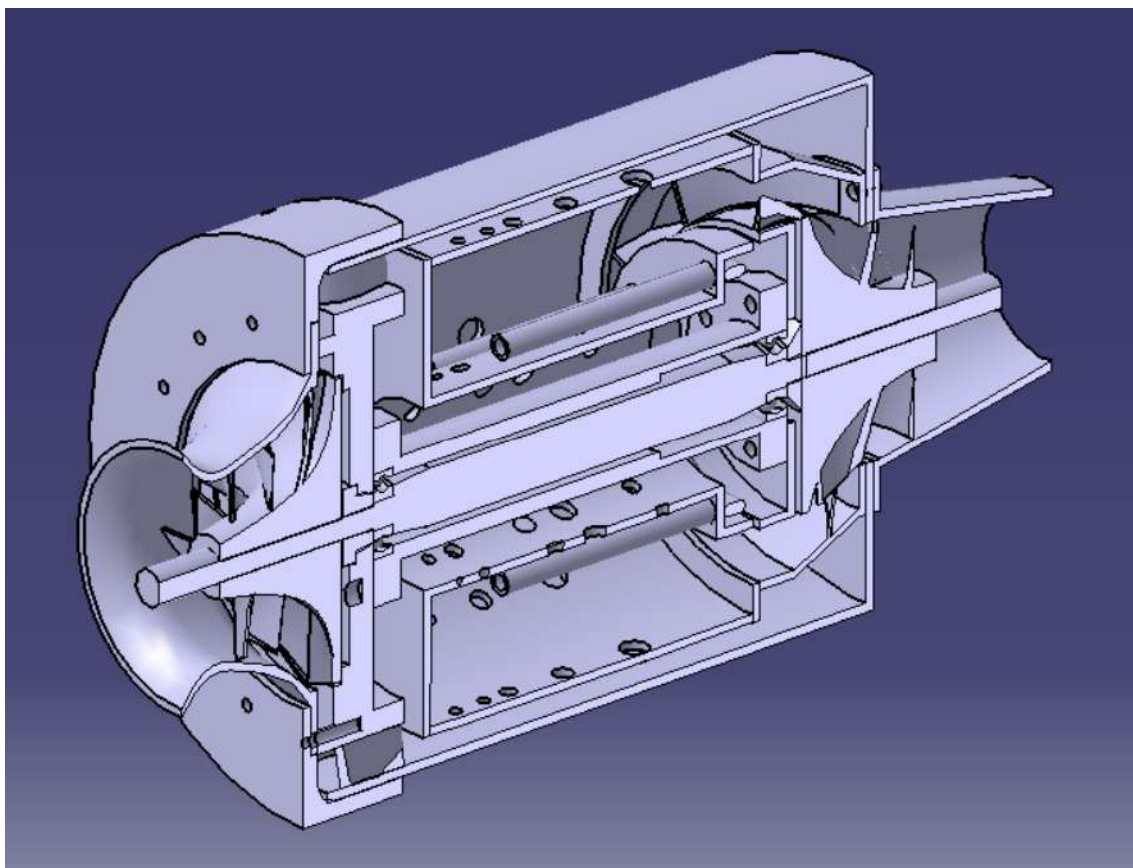


Рисунок С.7: «Турбореактивный двигатель, изометрический 3D вид средней части»

## Приложение D - Фактический цикл турбореактивного двигателя

Таблица 2: Технические характеристики Turbo VZ21 [36]

	Type	RHF3	RHF4	RHF5	RHF55	RHF6	RHE61	RHE62	RHE7	RHE8	
Item	Air Flow Rate (at: $\pi=2.0$ )	m³/min ft³/min	0.75~6.3 26.5~222.5	1.0~9.4 35.3~332.0	1.4~10.8 49.4~381.4	2.4~13.5 84.8~476.8	3.1~16.5 109.5~582.7	3.3~17.5 116.5~618.0	4.5~20.0 158.9~706.3	5.5~24.0 194.2~847.6	7.0~30.0 247.2~1069.5
	Maximum Pressure Ratio		2.7	27	2.8	3.0	3.0	3.3	3.3	3.3	3.3
	Maximum Speed	X10³rpm	250	190	180	168	140	140	131	120	107
	Maximum Allowable Gas Temperature	°C	950	950	950	950	950	750	750	750	750
		°F	1742	←	←	←	←	1382	←	←	←
	Weight (without waste-gate valve)	kg	(1.9)	(2.6)	(3.2)	(5.1)	(6.7)	7.8	10.5	(11.4)	(15.0)
		lb	(4.2)	(5.7)	(7.1)	(11.2)	(14.8)	17.2	23.2	(25.1)	(33.1)
	Diesel Engine Application	Ps	20~100	46~130	54~154	85~200	100~40	50~260	70~300	80~360	105~450
Gasoline Engine Application	Ps	27~135	62~177	73~208	115~270	135~322					
External Dimensions	A	m/m	135	167	170	207	223	238	253	231	251
	B		22	37	27	43	43	47	45	50	52
	C		133	163	167	201	222	234	245	253	270
	D		88	102	110	124	124	136	146	161	175
	E		58	65	70	75	75	78	76	86	95
	F		65	74	80	102	102	100	125	120	130
	G-1 with Waste- Gate Valve		162	180	211	237	237	256	291		
	G-2 without Waste- Gate Valve		(136)	(155)	(167)	(200)	(196)			(246)	(265)
	H-1 with Waste- Gate Valve		135	125	138	156	156	175	186		
	H-2 without Waste- Gate Valve		(127)	(125)	(138)	(156)	(156)			(195)	(215)

Анализ фактического цикла проводится с учетом того, что компрессор вращается со скоростью 200000 об/мин. Согласно таблице 2, было получено отношение компрессора  $\pi_c$  2.2 с массовым расходом воздуха,  $\dot{m}_{ar}$  равным 0.1047 kg/s.

Предполагаемые  
параметры:

$M_0$	0.05	$V_r$	17.
35944	$m/sR$	0.	
287	$kJ/kgK P_r$	101.	
325	$kPa T_r$	300	$K$
$\gamma_c$	1.4	$\gamma_t$	1.333
$c_{pc}$	1.005	$kJ/kgK$	
$c_{pt}$	1.148	$kJ/kgK$	
$T_{04}$	873.15	$K$	
$F_{HV}$	46300	$kJ/kg$	[29]
$\eta_i$	0.7	$\eta_c$	0.7
$\pi_c$	2.2	$\lambda$	0.8
$\eta_b$	0.9%	$\Delta P_c$	2
$\eta_t$	0.8	$\eta_n$	0.8

Проектирование и производство мини-турбореактивного двигателя

- Входное устройство

$$\begin{aligned} P_{02} & 101.4492 \text{ kPa} \\ T_{02} & 300.15 \text{ K} \\ \pi_i & 1.001226 \end{aligned}$$

Компрессор

$$\begin{aligned} P_{03} & 223.1882 \text{ kPa} \\ T_{03} & 408.4893 \text{ K} \\ Q_c & 11.39 \text{ kJ/s} \end{aligned}$$

- Горелка

$$\begin{aligned} P_{04} & 218.7244 \text{ kPa} \\ f & 0.01455321 \end{aligned}$$

- турбина

$$\begin{aligned} P_{05} & 147.534 \text{ kPa} \\ T_{05} & 791.3519 \text{ K} \\ W_t & -9.824 \text{ kJ/s} \end{aligned}$$

- Проверка критического давления в сопле

$$\begin{aligned} P_{06}/P_c & 2.196106 \text{ kPa} \\ P_{06}/P_a & 1.456047 \text{ K} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} P_{06}/P_c & > P_{06}/P_a \\ (\text{Незадушенный}) V_7 & 22. \\ 17492 \text{ m/s} T_{07} & 577.1850 \text{ K} \end{aligned}$$

Параметры производительности реактивного двигателя

$$\begin{aligned} \text{Specific Thrust } F/\dot{m} & 5.138204 \text{ Ns/kg} \\ TFSC & 10.19647 \text{ kg/Nh} \eta_{th} & \text{Тепловая} \\ \text{эффективность } 0.1465787 \eta_p & & \\ \text{Пропульсивная эффективность } 0.88348601 & & \\ \eta_o & \text{Общая эффективность } 0.1319971 \end{aligned}$$

