



УНИВЕРСИТЕТ БЕЙРА ИНТЕРИОР
Аэрокосмическая инженерия

Дизайн и производство мини-турбореактивного двигателя

Руй Гонсало Гонсалвеш Эштивеш Перейра

Диссертация на получение Степени магистра
в **Аэрокосмической инженерии**

(Интегрированный цикл обучения)
(Пересмотренная версия после
обсуждения)

Руководитель: Проф. Доктор Франсиску Мигел Рибейру Проэнса Броджо

Ковильян, Февраль 2020

Благодарности

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

Во-вторых, я выражаю благодарность моему научному руководителю, профессору Франсиско Брохо, который всегда был готов помочь и следить за тем, чтобы весь проект двигался в правильном направлении. Более того, терпение, которое профессор проявил на протяжении всего проекта, с несколькими неожиданными трудностями, было крайне ценным, потому что без этого я не смог бы достичь заранее определенных целей для этого проекта. Профессор, моя искреннейшая благодарность за возможность разработать такой проект.

Я также хотел бы поблагодарить мистера Руя Пауло и мистера Жуана Коррею за помощь, оказанную в экспериментальной фазе. Без их поддержки этот эксперимент определенно был бы более сложным.

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

Резюме

Разработка и производство небольших реактивных двигателей относительно новы, учитывая, что этот тип газовой турбины начал изучаться и разрабатываться задолго до этого. Однако с развитием времени газовые турбины становились все более сложными для разработки и улучшения. Этот тип двигателя требует интенсивного изучения различных областей, связанных с его работой, требуя все больше знаний и навыков, чтобы улучшить даже небольшую деталь. Несмотря на то, что деталь может быть небольшой, влияние на общую производительность значительно.

До недавнего времени эти небольшие двигатели разрабатывались без значительной роли в авиационной промышленности, использовались только для авиамоделей. Тем не менее, благодаря развитию науки, эти двигатели начинают изучаться и готовиться к интеграции в Беспилотные летательные аппараты, UAV, как их система propulsion [1].

Этот проект заключается в разработке турбореактивного двигателя с соблюдением размеров двух заранее полученных компонентов: компрессора и газовой турбины модели INH RHB31 VZ21. Чтобы понять, как выполняется дизайн с соответствующим размером, было проведено исследование каждого компонента, присутствующего в турбореактивном двигателе, параллельно с основными областями, связанными с его работой, например, термодинамическими циклами. В конце общего исследования турбореактивного двигателя автор перешел к фазе дизайна, в которой процесс размерного проектирования начинается на основе информации, содержащейся в различных источниках, найденных в библиографии. Размерное проектирование было выполнено с использованием коэффициента масштабирования. Этот коэффициент масштабирования был получен по соотношению диаметров компрессоров. Кратко говоря, в книге господина Томаса Кампса автор советует новичку делить размер своего компрессора на размер компрессора, используемого для двигателя господина Томаса Кампса. Соотношение диаметров, или коэффициент масштабирования, было применено к остальным компонентам, произведенным господином Томасом Кампсом, что позволило получить размеры для этой газовой турбины, соблюдая рекомендации. Размеры крышки компрессора, входного фланца, диффузора, вала, туннеля соединения вала, камеры сгорания, кольца распределения топлива, сопла перед турбиной с направляющими лопатками для потока, сопла отработанных газов и, наконец, внешнего корпуса были получены. Следующим шагом был процесс дизайна упомянутых компонентов в соответствии с дизайнами, наблюдаемыми в изученной литературе, с использованием трехмерного программного обеспечения CATIA V5R18. Дизайн — это эмпирический процесс, который становится чрезвычайно сложным для восприятия как абсолютный.

Процесс производства турбореактивного двигателя был осуществлён после завершения процесса дизайна. Следующим шагом было получение необходимых материалов для производства деталей, в основном, алюминия и нержавеющей стали. Использованный алюминий был литым, который затем обрабатывался для получения требуемых форм в соответствии с установленным дизайном. Большинство компонентов были изготовлены из листов нержавеющей стали, из которых детали были вырезаны в соответствии с их размерами и формой, в плоской геометрии. Глава, описывающая процесс производства, а также процесс дизайна, объясняется для того, чтобы обеспечить возможность будущего воспроизведения завершённой работы или адаптации для другого комплекта компрессор/турбина.

они имели чрезвычайно маленькие размеры, чтобы их можно было произвести на пятиосевом фрезерном станке с числовым программным управлением. Кроме того, сварка, примененная на произведенных деталях, не была выполнена с требуемым качеством, даже несмотря на то, что была увеличена толщина деталей для упрощения процесса, как было объяснено в главе 4.3. Таким образом, одна из целей не была достигнута из-за недостаточных средств, которые помешали производству частей реактивного двигателя.

Ключевые слова

Модель турбореактивного двигателя, Мини-турбореактивный двигатель, термодинамические циклы, Дизайн, Размеры, CATIA V ۷5R18 , Процесс производства.

Аннотация

Разработка и производство малых двигателей с реактивной системой привода являются относительно недавними, учитывая, что этот тип газовой турбины начал изучаться и разрабатываться много лет до первой постройки этих малых турбореактивных двигателей. Однако с развитием времени газовые турбины оказались более серьезной задачей, 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 небольшого детали. Хотя деталь может быть небольшой, влияние на общую производительность будет значительным.

До недавнего времени эти небольшие двигатели разрабатывались без значительной роли в авиационной промышленности, использовались только для модельных реактивных двигателей. Тем не менее, с учетом эволюции науки, эти двигатели изучаются и готовятся к интеграции в беспилотные летательные аппараты (БПЛА) в качестве их силовой установки [1].

Данная диссертация посвящена разработке турбореактивного двигателя в малом масштабе, с соблюдением размеров двух ранее полученных компонентов: компрессора и турбины, из модельного турбореактивного двигателя INI RHBB31 VZ21. Для понимания того, как выполнить проектирование с подходящими размерами, было проведено исследование каждого компонента, присутствующего в турбореактивном двигателе, параллельно с изучением основных областей, касающихся функционирования турбореактивного двигателя, таких как термодинамические циклы. В конце общего изучения турбореактивного двигателя автор перешел к фазе проектирования, в которой начинается процесс размерного проектирования на основе информации, содержащейся в различных источниках, найденных в библиографии. Размерное проектирование было выполнено с использованием коэффициента масштабирования. Этот коэффициент масштабирования был получен по соотношению диаметров компрессоров. В кратце, в книге г-на Томаса Кампса автор советует новичку делить диаметр своего компрессора на диаметр компрессора, используемого для двигателя г-на Кампса. Соотношение диаметров, или коэффициент масштабирования, было применено к остальным компонентам, произведенным г-ном Томасом Кампсом, чтобы получить размеры для этой газовой турбины, соблюдая рекомендации. Были получены размеры кожуха компрессора, входного фланца, диффузора, вала, корпуса вала, камеры сгорания, кольца распределения топлива, направляющих лопаток сопла, выпускного сопла и, наконец, внешнего корпуса. Следующим шагом был процесс проектирования указанных компонентов, с учетом наблюдаемых дизайнов, найденных в изученной литературе, с использованием трехмерного программного обеспечения для проектирования CATIA V V5R18. Проектирование является эмпирическим процессом, который оказывается крайне сложным, чтобы считать один дизайн абсолютным.

Процесс производства турбореактивного двигателя был выполнен, в то время как процесс дизайна был завершен. Следующим шагом было приобретение необходимых материалов для производства деталей, в основном, алюминия и нержавеющей стали. Использованный алюминий был литым алюминием, который затем обрабатывался для получения запрашиваемой формы 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 плоскостной геометрии. Глава, описывающая процесс производства, а также процесс дизайна, объясняется для того, чтобы обеспечить возможность будущего воспроизведения выполненной работы или адаптации для другого комплекта компрессора/турбины.

К сожалению, изготовление диффузора и кожуха компрессора было невозможно, так как они имели чрезвычайно маленькие размеры для производства на вертикальном обрабатывающем центре 5-axis. Более того, сварка, примененная к изготовленным деталям, не была выполнена с требуемым качеством.

даже увеличив толщину материала для облегчения процесса, как это объясняется в главе 4.3. Таким образом, одна из основных задач не была выполнена из-за недостаточных средств, которые не позволили произвести детали реактивного двигателя.

Ключевые слова

Модель реактивного двигателя, Мини-турбореактивный двигатель, термодинамические циклы, Дизайн, Размерные параметры, CATIA V V5R18 , Процесс производства.

31

3.2 Процесс производства.4	0
4 Практический случай	43
4.1 Результаты размерности .	43
4.2 Дизайн прототипа мини-турбореактивного двигателя .	43
4.2.1 Компрессор	43
4.2.2 Входной фланец	44
4.2.3 кожух 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 Выпускное сопло, Внешний корпус и подшипники .	52
4.3 Производство компонентов .	54
4.3.1 Процесс формовки.55 4.3.2 Фрезерный процесс.57 4.3.3 Процесс токарной обработки.58 4.3.4 Процесс пайки.59 4.3.5 Процесс сварки.60	
5 Заключение	63
5.1 Недостатки.63 5.2 Будущие работы и рекомендации.64	
Библиография	65
Приложения	69

Список рисунков

2.1 Эолипиль [5] .3 2.2 Рамджет [8] .5 2.3 Пульсирующий 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 Турбовентилятор [6] .6 2.9 Двигатель с высоким обходом, Rolls Royce RB. 211 [6] .6 2.10 Открытый цикл [14] .11 2.11 Замкнутый 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 вход [26] .19 2.15 Осимметричный сверхзвуковой вход [26] .19 2.16 Прямоугольный сверхзвуковой вход [26] .19 2.17 Центробежный компрессор [8] .19 2.18 Типы рабочего колеса [27] .20 2.19 Эволюция давления и скорости в системе рабочего колеса-диффузора [27] . . 20 2.20 Осевой компрессор [6] .21 2.21 Изменения давления и скорости в осевом компрессоре [8] .21 2.22 Осевой компрессор с одним ротором [8] .22 2.23 Осевой компрессор с двумя роторами [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 Турбо-колесная камера сгорания [8] .25 2.29 Кольцевая камера сгорания [8] .26 2.30 Импульсная турбина [8] .27 2.31 Изменение свойств [8] .27 2.32 Консольная радиально-проточная турбина [27] .28 2.33 Смешанная радиально-проточная турбина [27] .29 2.34 Сопло сходимости-расходимости.30 2.35 Режимы впрыска топлива [29] .31 2.36 Турбонаддув, Патент Альфреда Бюхи [32] .32 2.37 Компоненты турбонаддува.32 2.38 Работа турбонаддува [35] .32 2.39 Пример карты компрессора [34] .33 2.40 RHB31V Z21 Карта компрессора [36] .34 3.1 Кожух 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 горелка [29] .38 3.7 Внутренняя горелка [29] .38 3.8 Выпускное сопло [29] .39 3.9 Процедура проектирования диффузора.42 4.1 Операция вала CAD компрессора.44 4.2 Эскиз направляющих лопаток CAD компрессора.44 4.3 Вид CAD компрессора.44 4.4 Вид CAD компрессора.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 проектирования плоскостей 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 Лопатка диффузора клиновидной формы.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 горелки.49 4.21 Эскиз внутренней горелки.49 4.22 Изометрический вид внутренней горелки.49 4.23 Изометрический вид внешней горелки.50 4.24 Топливное кольцо.50 4.25 Система NGV.51 4.26 Вид системы направляющих лопаток сопла.51 4.27 Вид системы направляющих лопаток сопла.51 4.28 Эскиз операции вала турбины.52 4.29 Эскиз лопасти турбины.52 4.30 Изометрический вид турбины.52 4.31 Эскиз выпускного сопла.53 4.32 Изометрический вид выпускного сопла.53 4.33 Изометрический вид внешнего корпуса.53 4.34 Эскиз корпуса подшипника.53 4.35 Эскиз шариков подшипника.53 4.36 Пример подшипника g 618/5 .54 4. 37 F печь.55 4.38 Литой алюминий.55 4.39 Образцы деталей, вырезанных водяной струей.55

4.40 Отверстия в простых пламя трубках.56 4.41 Простые пламя трубки с отверстиями.56 4.42 Выпускное сопло.56 4.43 Внутренняя горелка.56 4.44 Внешняя горелка.56 4.45 Внешний корпус.56 4.46 Турбина с отверстиями.57 4.47 Лопасты 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 Σ вал.59 4.53 Опора топливного кольца.60 4.54 Топливное кольцо.60 4.55 Выпускное сопло.61 4.56 Внешний корпус.61 4.57 Внутренняя горелка вид спереди.61 4.58 Внутренняя горелка вид сзади.61 4.59 Внешняя горелка.62 4.60 Внешние части направляющей лопатки сопла.62 4.61 Внутренняя часть системы направляющих лопаток сопла.62 В.1 Входной фланец.70 В.2 Кожух компрессора.71 В.3 Диффузор.72 В.4 Корпус вала.73 В.5 Вал.74 В.6 Прокладки.75 В.7 Внутренняя горелка с опорой топливного кольца.76 В.8 Внешняя горелка.77 В.9 Система направляющих лопаток сопла.78 В.10 Внешний корпус.79 В.11 Выпускное сопло.80 С.1 "Камера сгорания".81 С.2 "Вид спереди турбореактивного двигателя".82 С.3 "Вид в середине турбореактивного двигателя".82 С.4 "Вид сзади турбореактивного двигателя".83 С.5 "Изометрический 3D вид ω_1 турбореактивного двигателя".84 С.6 "Изометрический 3D вид ω_2 турбореактивного двигателя".85 С.7 "Изометрический вид средней части турбореактивного двигателя 3D".86

Список таблиц

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

Номенклатура

A	Сечение	m^2	a	Скорость звука	m/s	c
Удельная теплоемкость	kJ/kgK	\cdot	E	Общая мощность	W	
F Тяга	N	F/\dot{m}	Удельная тяга	Ns/kg	FHV	Теплотворная
способность топлива	J/kg	f	Соотношение топлива к			
воздуху	h	Удельная энтальпия	J/kgK	ke		
Кинетическая энергия	J	M	Число Маха	m	Масса	kg
Расход массы	kg/s	pe	Потенциальная энергия	J		
P	Давление	Pa	Q	Температурная мощность	W	
R	Постоянная реального газа	kJ/kgK	S	Удельный расход топлива		
mg/Ns	T	Температура	K	V	Скорость	m/s
работы	W	η_p	Эффективность тяги	γ	Отношение	
теплоемкости	π	Отношение давления	ρ	Плотность	kg/m^3	
τ	Отношение температур	τ_λ	Максимальное			
отношение энтальпии застоя	θ	Энергия текущей жидкости	J			

Подстрочные знаки

a	Воздух	b
Горелка c	Компрессор	
cc	Камера сгорания	
f	Топливо	in Вход
m	Механический	o
Общий out	Выход	p
Постоянное давление	r	
Условия свободного потока		
t	Турбина	th
Термальный	v	
Постоянный объем	0	
Итого1	Начальное	
состояние2	Конечное	
состояние		

Список аббревиатур

CAD Компьютерное проектирование CATIA Компьютерное трехмерное интерактивное приложение СС Камера сгорания CNC Числовое управление FABLAB Лаборатория производства NGV Направляющие лопатки сопла RC Радиоуправляемый TSFC Тяга удельный расход топлива UAV Беспилотный летательный аппарат UBI Университет Бейра Интериор

Глава 1

Мотивация и цели

1.1 Мотивация

Мечта человека о полете была той, которая нас интриговала и долгое время занимала наши мысли. Мы начали с наблюдения за летающими птицами, затем изобрели воздушного змея, орнитоптер Леонардо да Винчи, первый воздушный шар, также известный как шар Монгольфье, планер, аэродром и, наконец, планер братьев Райт [2].

Изучая, как найти устойчивые крылья для генерации подъемной силы, мы также занимались изучением систем propulsion, потому что понимали, что для устойчивого полета нам нужен источник энергии. Первые были созданы паровые машины, затем за ними последовал двигатель внутреннего сгорания, а затем газовая турбина. Наконец, наша мечта сбылась, когда братья Райт совершили первый полет.

Мы начали разрабатывать новые крылья самолетов, материалы, конструкции и системы propulsion. Все они подвергались интенсивному изучению и исследованию, пока мы не достигли современных самолетов, и, тем не менее, мы не останавливаемся на достигнутом, продолжая искать дальнейшие улучшения. Разработка современных самолетов позволила нам пересекать континенты и взаимодействовать с различными культурами. Более того, чтобы иметь возможность достичь другого континента за считанные часы, самолет должен быть чрезвычайно хорошо спроектирован, построен и оснащен. Двигатели самолета обеспечивают серьезное количество тяги, позволяя ему достигать необходимой скорости для выполнения поставленной задачи. В зависимости от назначения самолета, например, военных операций на дальние расстояния, коммерческих рейсов или боевых ситуаций, они разрабатываются и улучшаются до мельчайших деталей. Например, в боевых ситуациях самолеты строятся так, чтобы летать с поразительной скоростью, превышающей скорость звука, 343 m/s [3]. Двигатели газовой турбины, с учетом технологического и научного прогресса, больше не являются недоступными для тех, кто заинтересован и хочет построить один. К счастью, в настоящее время существуют мини-турбореактивные двигатели, которые можно построить и улучшить.

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

Задача построить мини-турбореактивный двигатель сама по себе привлекательна для тех, кто интересуется системами propulsion, а также знание о возможности внести вклад в дальнейшие работы приводит к тому, что это принимается. Поэтому, через изучение дизайна и производства газовых турбин, был спроектирован прототип мини-турбореактивного двигателя, некоторые части были изготовлены, и очень скоро оставшиеся будут изготовлены, а финальный двигатель будет подвергнут экспериментальному анализу.

1.2 Цели

Основная цель этой диссертации сосредоточена на дизайне и строительстве турбореактивного двигателя малых размеров. Изначально трехмерный дизайн небольшого реактивного двигателя был выполнен в программном обеспечении для автоматизированного проектирования (CAD), в частности, в CATIA. Дизайн был выполнен в соответствии с размерными значениями, полученными в ходе изучения дизайна реактивных двигателей малого масштаба.

Критерии размерных параметров, найденные в доступной литературе, были приняты автором. Этот метод основывается на эмпирических данных, в частности, на разработанных к тому времени проектах. Это стало значительной помощью для получения адекватных размеров основных компонентов, что дало возможность определить размеры оставшихся деталей. Подход к размерным параметрам подробно объясняется в главе 3.

Последняя и основная цель этой работы заключается в том, чтобы описать серию шагов, предпринятых для производства небольшого модельного турбореактивного двигателя для практических приложений, в прозрачной форме, чтобы помочь читателю создать свой маломасштабный реактивный двигатель.

1.3 Структура документа

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

Первая, и текущая, глава отражает мотивацию автора, предшествовавшую разработке этой диссертации. Кроме того, цели и организация документа представлены логично, 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, которые составляют реактивный двигатель, наряду с термодинамическими концепциями, которые позволяют нам понять общее функционирование реактивного двигателя.

Третья глава сообщает о том, как был осуществлен процесс размерных параметров, обосновывая выбор размеров компонентов.

Четвертая глава описывает процедуры, предпринятые для дизайна и производства необходимых компонентов, завершающих их сборкой. А также дальнейшие модификации, внесенные в процессе.

Пятая и последняя глава раскрывает выводы, сделанные на основе практической процедуры, препятствия, с которыми столкнулись в процессе разработки этой диссертации, и предложения по будущим работам.

Глава 2

Библиографический обзор

2.1 Газовые турбины Исторический обзор

Первоначальная концепция возникла во времена Римско-Египетской эпохи, созданная Героном, или Героном Александрийским. Эолипиль, название изобретения Герона, представляет собой радиальную паровую турбину, которая сочетает два сопла, расположенных по противоположным сторонам, где паровая вода выходит благодаря пару, образуемому при кипении воды внутри сферы, что вызывает вращение центра сферы и генерирует крутящий момент. Пример парового двигателя показан на рисунке 2.1.



Рисунок 2.1: Эолипиль [5]

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

1. Инерция: Объект, движущийся по прямой, будет сохранять равномерное движение, если на него не будет приложена внешняя сила, изменяющая его состояние [7].
2. $F_{orce} = m \times g$, изменение скорости, g , зависит от массы m объекта, когда на него действует внешняя сила F [7].
3. Закон действия и противодействия: например, камень оказывает силу на землю, в то время как земля оказывает равную силу на камень [7].

Эти законы позволили нам 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 Брейтона, 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 двигатель, использующий систему реактивного движения, был запатентован Рене Лореном. Первый подсонический рамджет, однако, не удалось конкретизировать проект из-за качества

материал в то время. Материалы не могли противостоять теплу, а также эволюция реактивной двигательной системы находилась на своих первых этапах, что отражалось на эффективности самолета [8].

Двигатели реактивной тяги были созданы в 1930 году, когда сэр Фрэнк Уиттл запатентовал дизайн центробежной газовой турбины для реактивной тяги. Позже, в 1937, он провел первый статический тест в истории реактивных двигателей. Несмотря на то, что Уиттл провел первый статический тест, именно Ханс Иоахим Пабст фон Охайн, работая в компании Хейнкель, создал турбореактивный двигатель, работающий на газообразном водороде, аналогичный дизайну Уиттла, который использовался в качестве двигателя для самолета He-178, осуществившего первый в мире полет на турбореактивном двигателе в 1939. Три года спустя двигатель Фрэнка Уиттла был впервые использован в качестве двигателя самолета [6].

Первый полет турбореактивного двигателя с осевым потоком состоялся в Германии в том же году, когда произошел полет двигателя Уиттла. Осевой турбореактивный двигатель Jumo 004A стал системой propulsion для самолета Me-262. Руководителем этого проекта, выбранным компанией Junkers, 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 реактивного движения была и остается предметом обширных исследований в поисках улучшений с целью успешного применения в этом типе двигателя в будущем. Лишь спустя годы после того, как турбореактивный двигатель был применен на самолете, появилась идея воспроизвести тот же двигатель в малом масштабе. Историю миниатюрных турбореактивных двигателей трудно датировать, однако предполагается, что ее начал Курт Шреклинг, немецкий техник и любитель астрономии. Курт был первым, кто воспроизвел турбореактивный двигатель в малом масштабе, открыв двери для малых или миниатюрных модельных реактивных двигателей [9]. Книга «Газовые турбинные двигатели для моделей самолетов», написанная им, объясняет, как он построил двигатель FD 3/64, который стал отправной точкой для миниатюрных турбореактивных двигателей в будущем. Это позволило другим улучшить турбореактивный двигатель Курта, а также разработать новые маломасштабные газовые турбины на основе его двигателя, такие как KJ66 [10].

2.1.1 Типы газовых турбин

История газовых турбин показывает нам огромные и быстрые темпы развития этого двигателя. Это продукт смешения различных областей, таких как термодинамика, механика, аэродинамика и другие области, которые все еще изучаются в полной мере для улучшения. 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 зависимости от их назначения, таких как реактивные двигатели: ракета, атодид, также известный как рамджет, пульсирующий реактивный двигатель и турбореактивный двигатель, или винтовые реактивные двигатели: турбовинтовой двигатель, турбовентилятор и турбовальный двигатель [8].

Рамджет, рисунок 2.2, формируется с помощью дивергентного входа и конвергентного или конвергентно-дивергентного выхлопа. Этот двигатель требует движения вперед для производства тяги. Без вращающихся частей воздух принуждается к дивергентному каналу, за которым следует сгорание с топливом, где газы ускоряются через выхлопной участок в атмосферу [8].

Другой родственник реактивного двигателя, пульсирующий реактивный двигатель, рисунок 2.3, использует аналогичный канал, как и ракетный двигатель, но более прочный из-за более высоких давлений. Воздух проходит через открытые клапаны на входе, попадает в камеру сгорания, где происходит сгорание топлива, вызывая

Дизайн и производство мини-турбореактивного двигателя

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

Ракетный двигатель, показанный 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].

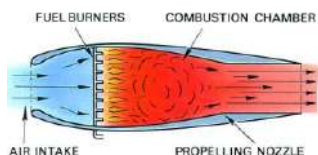


Рисунок 2.2: Рамджет [8]

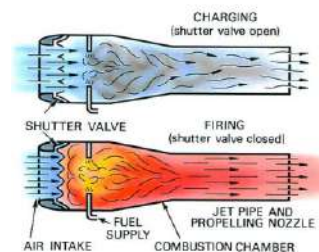


Рисунок 2.3: Пульсирующий реактивный двигатель [8]

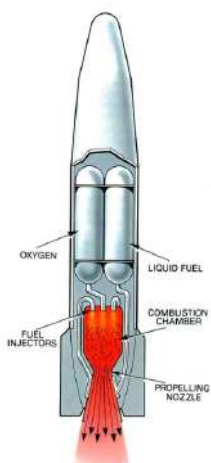


Рисунок 2.4: Ракетный двигатель [8]

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

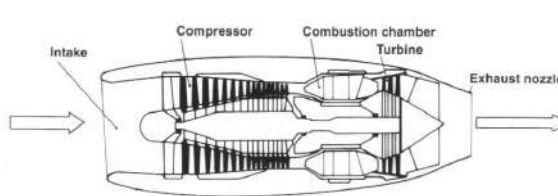


Рисунок 2.5: Турбореактивный двигатель [6]

С комбинацией пропеллера и турбины приходит дутый вентилятор, пропеллерные вентиляторы и обходные двигатели. В турбовинтовом двигателе, показанном на рисунке 2.6, функциональность двух турбин заключается в поддержании работы компрессора и запуске пропеллера. В аналогичном двигателе, турбовальном, показанном на рисунке 2.7, турбина приводит в движение компрессор, а вторая турбина будет приводить в движение

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

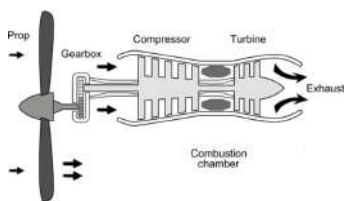


Рисунок 2.6: Турбовинтовой двигатель [11]

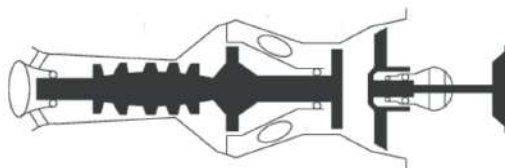


Рисунок 2.7: Турбовальный двигатель [12]

Турбовентилятор, изображенный на рисунке 2.8, также имеет две турбины, одна из которых поглощает энергию горячего воздушного потока, а другая использует избыточную работу вала для привода компрессора низкого давления, вентилятора. Он имеет более низкую тяговую 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 турбовентилятор имеет преимущество. Двигатели, такие как турбовентилятор, начали использоваться и по-прежнему широко используются благодаря высоким значениям тяговой эффективности по сравнению с турбореактивным двигателем. Эти значения объясняются за счет обходного воздушного потока [6].

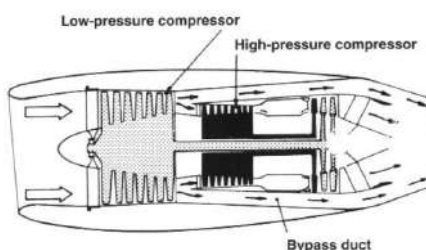


Рисунок 2.8: Турбовентилятор [6]

Двигатели с обводненным воздушным потоком делятся на два типа: с низким и высоким отношением обводненного потока, где отношение обводненного потока обозначает количество воздуха, которое обходит двигатель по сравнению с воздухом, проходящим через его сердцевину. Двигатель состоит из компрессора высокого и низкого давления и соответствующих турбин, которые приводятся в движение двумя коаксиальными валами. Воздух засасывается компрессором низкого давления, вентилятором, который разделяет воздух на два потока. Большая часть воздуха направляется через боковые стороны сердцевины двигателя, а небольшая часть идет на сгорание, после чего два воздушных потока соединяются в секции выхлопа. Это означает меньший расход топлива по сравнению с предыдущими двигателями аналогичной тяги без этой технологии, что позволяет двигателю эффективно работать на больших высотах. Преобладающее использование этой технологии, в частности, двигателей с высоким отношением обводненного потока, в системах propulsion гражданской авиации и дальних военных миссиях оправдано низким расходом топлива, который считается самым важным параметром производительности [6]. Пример двигателя с высоким обходом показан на рисунке 2.9.

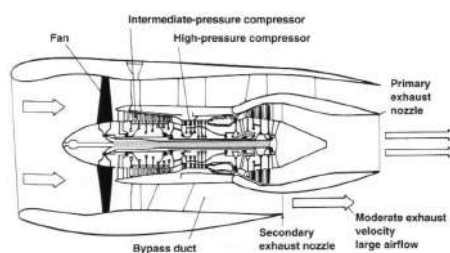


Рисунок 2.9: Двигатель с высоким обходом, Rolls Royce RB. 211 [6]

Турбореактивный двигатель является более простой версией турбовентилятора, что означает, что он не имеет обводненного воздушного потока. Это приводит к более низкой эффективности, хотя компенсируется скоростью. Эти двигатели могут достигать сверхзвуковых скоростей, что является одной из причин их использования в военных самолетах [6].

2.2 Обзор циклов

Обзор литературы содержит обширную и плотную информацию о термодинамических циклах и их свойствах. Поэтому будет представлен только краткий обзор, чтобы избежать обширного и глубокого анализа. Для более подробной информации о термодинамических циклах и соответствующих газовых турбинах автор рекомендует читателю обратиться к следующим книгам, где можно найти больше информации: *Термодинамика: Инженерный подход Ченгеля, Юнуса А. и Болеса, Майкла А. и Аэротермодинамика газовых турбин и ракетного двигателестроения Оутса, Джорджа С.*, главы 5.3, 7.4, 9.8 и глава 2 соответственно. Тем не менее, другая литература не была проигнорирована.

В кратком изложении будет представлено общее функционирование газовой турбины, за которым следует идеальный термодинамический цикл вместе с анализом идеального поведения компонентов турбореактивного двигателя. Затем будут продемонстрированы уравнения производительности реактивного двигателя для выполнения анализа цикла турбореактивного двигателя.

2.2.1 Рабочий цикл

Подраздел рабочий цикл направлен на объяснение функционирования двигателя с реактивной пропульсивной системой, описывая его термодинамический цикл вместе с характеристиками, связанными с последним.

Рабочий цикл начинается с всасывания воздуха в компрессор, задача которого заключается в увеличении давления с помощью механической мощности вала [6]. Увеличение давления имеет уменьшающее влияние на объем воздушного потока, что, в свою очередь, повышает температуру воздуха [8]. Сжатый воздух сбрасывается в камеру сгорания, где добавляется и сжигается топливо, повышая температуру до крайне высоких значений. В то время как газ сжигается, объем, как и температура, увеличивается благодаря открытой структуре камеры сгорания, поддерживая давление постоянным [8]. Процесс сгорания повышает энергетическое состояние молекул до высоких уровней, позволяя необходимому количеству энергии эффективно использоваться турбиной [6]. В результате работы, извлеченной из газа, турбина начинает вращаться, преобразуя избыток энергии газа в механическую мощность, создавая движение. Это вращательное движение заставляет колесо компрессора вращаться благодаря работе, предоставленной турбиной, которая передается вращением вала к компрессору, находящемуся на другом конце катушки [6]. На этом этапе переменные газа, давление и температура уменьшаются, в то время как объем увеличивается. Наконец, поток газа достигает конечной стадии, на выпускном сопле, где газ выбрасывается в окружающую среду с высокими скоростями, создавая тягу [8].

В цикле работы двигателя необходимо учитывать три основных условия:

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

- При расширении объем увеличивается вместе с уменьшением давления и температуры [8].

Рабочий цикл газовой турбины, как правило, сравнивают с рабочим циклом четырехтактного поршневого двигателя, учитывая четыре аналогичные ступени каждого двигателя. Оба двигателя начинают свой цикл с фазы индукции, за которой следуют сжатие, сгорание и расширение. Тем не менее, все стадии поршневого двигателя выполняются внутри цилиндра, в то время как в реактивном двигателе каждому компоненту назначена соответствующая функция, что приводит к непрерывному действию, а не к 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 обрабатывать большие массы воздуха с легкими компонентами. На последней стадии, фазе выхлопа, газы, расширенные турбиной, покидают сопло, создавая тяговую силу, необходимую для этого двигателя. В отличие от этого, выхлопные газы поршневого двигателя не имеют таких значительных эффектов [6]. Учитывая указанные различия, газотурбинный двигатель устраняет три бездействующих такта, следовательно, больше топлива может быть сожжено за более короткий период. Поскольку турбореактивный двигатель является тепловым двигателем, чем больше топлива сжигается, тем выше температура камеры сгорания, следовательно, происходит значительное расширение газов. Более того, для данного размера производится большее количество мощности [8]. Чтобы поршневой двигатель выработал такое же количество мощности, он должен быть чрезвычайно большим, тяжелым, и его производство стало бы серьезной задачей [6].

Когда газ выбрасывается из сопла, он постепенно рассеивается в окружающей среде, возвращаясь в свое первоначальное состояние. Возврат газа в его исходное состояние подразумевает, что переменные состояния также возвращаются к своим первоначальным условиям, что называется обратимым процессом. Процесс, чтобы считаться обратимым, 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. Тем временем, чтобы процесс считался внешне обратимым, атмосферные изменения, которые сопровождают процесс, могут быть обращены в последовательности. Однако достижение обратимого процесса невозможно 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 успеха реальных процессов с учетом потерь, а также для того, чтобы позволить вывести термодинамические соотношения для оценки реальности [13].

2.2.2 Термодинамический цикл

2.2.2.1 Теоретические понятия

Далее представлены понятия, которые необходимо усвоить, чтобы понять условия и свойства идеального термодинамического цикла, охватывающего все газовые турбины, в частности, турбореактивный двигатель.

- Процесс устойчивого потока

Газовые турбины, как правило, строятся для непрерывной работы, при которой происходит приближение к условиям, в которых они функционируют. Предполагая, что они работают при тех же условиях на протяжении времени, процесс называется процессом устойчивого потока. Это означает, что свойства жидкости остаются неизменными на протяжении всего процесса. Протекающая в контрольном объеме жидкость может изменять свои свойства от различных фиксированных точек, но остается одинаковой от

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

Принцип сохранения массы применяется, утверждая, что, учитывая контрольный объем, общий расход массы, входящий в него, равен общему расходу массы, выходящему из него [14]. Поскольку масса не увеличивается и не уменьшается, расход массы \dot{m} остается равным на протяжении всего процесса [14]. Это выражается в виде,

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

Где ρ , V и A представляют плотность, скорость потока и поперечное сечение.

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

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

Где энергия течущей жидкости, h , описывается как,

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

Взаимодействие тепла и работы определяется как теплопередача в систему, входящее тепло и работа, производимая системой, выход работы [14]. Учитывая, что изменения кинетической и потенциальной энергии отсутствуют, баланс энергии выражается следующим образом,

- Свойства стагнации

В анализе контрольных объемов обычно объединяют внутреннюю энергию и энергию жидкости, чтобы сформировать одну переменную, уже упомянутую, специфическую энтальпию, h . В большинстве случаев кинетическая и потенциальная энергия не учитываются, определяя энтальпию как общую энергию жидкости. Однако, когда кинетическая энергия не игнорируется, обычно целесообразно преобразовать кинетическую энергию в энтальпию жидкости, комбинируя их в один термин, определяемый как температура стагнации или общая специфическая энтальпия, показанная в уравнении 2.7 [14].

В уравнении 2.7 энтальпия различается на два типа: статическую и стагнационную энтальпию, h и h_0 , соответственно.

В результате преобразования кинетической энергии в энтальпию температура и давление увеличиваются. Эти свойства жидкости признаются как свойства стагнации или изэнтропные свойства стагнации. Энтальпия и температура стагнации изэнтропного состояния, а также фактическая, одинаковы, при условии, что жидкость является идеальным газом. Фактическое стагнационное давление отличается от изэнтропного 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, показанным в уравнении 2.9.

С
тановление,

Где T_0 обозначает стагнационную или полную температуру, другими словами, температуру, которую идеальный газ достигает, когда он останавливается в адиабатическом процессе, а термин $\frac{V^2}{2c_p}$ представляет собой увеличение температуры на протяжении процесса, называемого динамической температурой [14].

Связь между температурой и давлением показана в уравнении 2.10.

Где P_0 и γ называются стагнационным давлением и удельным отношением теплоемкостей.

2.2.2.2 Цикл Брейтона

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, который поступает в компрессор, поднимающий температуру и давление воздуха. Сжатый воздух направляется в камеру сгорания, где он смешивается с топливом, за которым следует 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 приведения в действие компрессора. Оставшаяся работа газа используется для ускорения потока, выводимого через выпускное сопло на улицу [16]. Из-за того, что газ расширяется на улицу, цикл классифицируется как открытый цикл. Напротив, если бы газ был рециркулирован, цикл считался бы закрытым. Рисунки 2.10 и 2.11 описывают открытый и закрытый циклы [14].

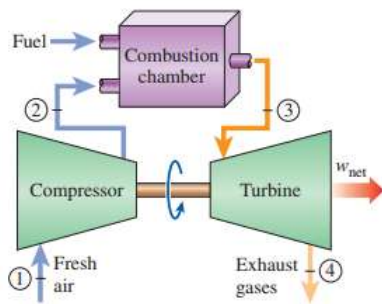


Рисунок 2.10: Открытый цикл [14]

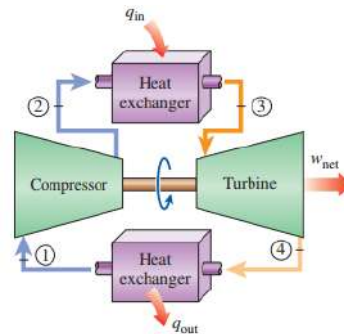


Рисунок 2.11: Закрытый цикл [14]

Обратите внимание, что в закрытом цикле процесс сгорания был заменен на дополнительное тепло при постоянном давлении, сопровождаемое заменой процесса выхлопа на процесс отведения тепла при постоянном давлении к внешней среде [14].

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

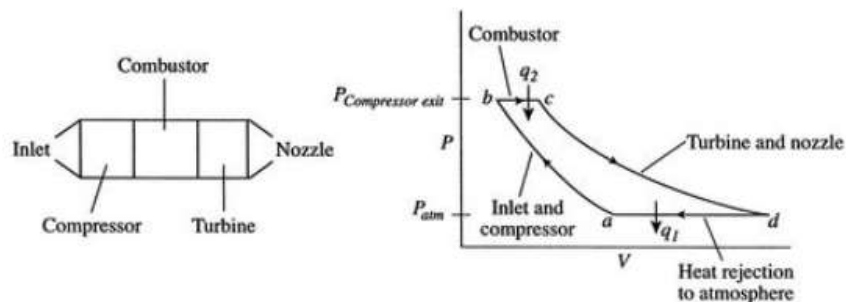


Рисунок 2.12: Компоненты реактивного двигателя и аналогичные термодинамические состояния [16]

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

- a-b: Сжатие на входе и в компрессоре, в изентропном процессе [16].
- b-c: Сгорание топлива при постоянном давлении [16].
- c-d: В процессе расширения объем увеличивается при снижении давления и температуры. [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 предположения некоторых условий и спецификаций дизайна, представленных ниже [17].

Условия

- Рабочая жидкость рассматривается как идеальный газ с постоянной теплоемкостью и удельным отношением теплоемкостей [17].
- Изентропное сжатие/расширение [17].
- Внешний источник тепла для сгорания и массы топлива не учитывается [17].

Дизайн

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

В этом подразделе представлены идеальное и фактическое поведение компонентов, указывая температуру и давление для каждой станции. Станции будут различаться по номерам для удобства ссылки, как показано на рисунке 2.13. Фактический анализ цикла турбореактивного двигателя представлен в приложении D.

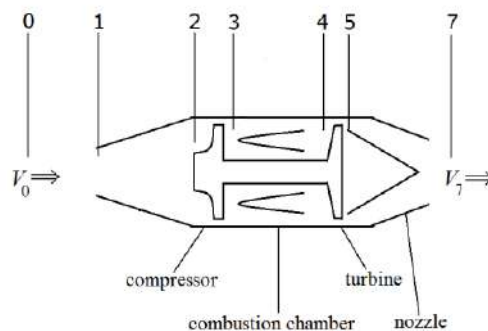


Рисунок 2.13: Нумерация станций турбореактивного двигателя [16]

Описание станций

- 0 : Свободный поток
- 1 : Вход в патрубок
- 2 : Вход компрессора
- 3 : Выход компрессора
- 4 : Вход турбины
- 5 : Выход турбины
- 6 : Вход сопла
- 7 : выход сопла

Анализ идеального поведения компонентов

- Вход(i)

В идеальном случае, когда поток проходит через вход, он считается изентропическим. Это делает индукцию процессом с постоянной энтальпией. Соотношения, описывающие идеальное поведение входа, представлены в уравнении 2.11 и уравнении 2.12, [19].

- Компрессор (c)

На этом этапе компрессор добавит энергию в поток в виде работы и, следовательно, увеличит его температуру и давление. Уравнение 2.13, описывающее работу компрессора, представлено ниже [20].

Температуру на выходе компрессора можно получить, используя соотношение температуры и давления, найденное в уравнении 2.14.

Будучи отношением давления, уравнение 2.15 и отношением температур, уравнение 2.16

- Горелка/Камера сгорания (b)

Ранее объясненный в рабочем цикле, процесс сгорания осуществляется при постоянном давлении, которое в идеальном случае, отношение давления, уравнение 2.17, и отношение температур, уравнение 2.18 являются,

Напоминаем, что это адиабатический процесс при постоянном давлении с полным сгоранием, следовательно, эффективность сгорания, $\eta_{\text{сб}}$, 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,

Где FHV и f относятся к теплоте сгорания топлива и отношению топлива к воздуху. Используя уравнение 2.19, это можно связать с отношением температур, уравнение 2.20.

Где,

- Турбина (t)

Нагретый поток, проходя через турбину, подвергается снижению давления и температуры. Турбина, как было объяснено ранее, использует энергизированный поток для выполнения работы. В уравнении 2.22 иллюстрируется работа турбины на единицу массы воздушного потока.

В идеальном цикле стадия расширения считается изентропным процессом. Таким образом, у турбины нет потерь, что позволяет полностью использовать избыток энергии, полученный на стадии сгорания, в результате чего значение эффективности равно одному [17]. Соотношение между температурным и давлением турбины можно описать, как показано в уравнении 2.23.

Где,

And,

- Сопло (c)

Поведение сопла по сравнению с поведением входа одинаково, то есть поток является изентропическим, проходя через указанную стадию [17]. При данных условиях,

полное давление и температура, уравнение 2.26, сопла равны,

Производительность
реактивного двигателя

Эта часть включает основные меры для оценки производительности турбореактивного двигателя в идеальном сценарии. Предполагая, что газ калорически идеален на протяжении цикла, давление на выходе турбореактивного двигателя эквивалентно атмосферному давлению, а также соотношение топлива к воздуху значительно меньше единицы [17].

Тем не менее, часто ограничивают дизайн в отношении максимальной допустимой температуры stagnation на входе турбины, отсюда термин, установленный в уравнении 2. 29 [17].

Теперь можно получить тягу (F), уравнение 2.30, и удельную тягу ($\frac{F}{\dot{m}}$), уравнение 2.31.

Где скорость звука определяется в уравнении 2.32.

Наконец, удельный расход топлива, S можно получить по уравнению 2.33.

Анализ фактического поведения компонентов

Анализ фактического, или неидеального цикла представляет уравнения для анализа компонентов и производительности двигателя, игнорируя скорости газа в газогенераторе. Единственные скорости, которые учитываются, это на входе, всасывании и выходной форсунке, выхлопе. Кроме того, компоненты считаются необратимыми, но адиабатическими. Поэтому для входа, компрессора, турбины и сопла предполагаются изэнтропные коэффициенты [11].

- Вход

На входе, когда воздух подается к компрессору, происходит снижение полного давления по сравнению с давлением свободного потока. Это происходит из-за трения во время всасывания. В результате температура повышается и оказывается выше идеального случая, что обусловлено эффективностью входа, η_i . Уравнения 2.34 и 2.35, представленные ниже, позволяют получить давление и температуру на входе, при этом температура на выходе рассчитывается как в идеальном цикле [11].

Отношение давления, уравнение 2.36, равно

• Компрессор

На этом этапе сжатие происходит в необратимом адиабатическом процессе. Таким образом, это связано с изентропической эффективностью компрессора, η_c [11]. Поскольку это реальный цикл, сжатие воздуха теряет энергию по пути из-за трения, турбулентности и многих других неблагоприятных факторов, что приводит к повышению температуры. Это повышение связано с эффективностью компрессора, η_c [11]. Таким образом, условия на выходе, давление, уравнение 2.37, и температура, уравнение 2.38, на выходе компрессора равны

• Г орелка

Во время сгорания возникают потери, связанные с дефектным сгоранием, например, теплопередача, излучение, которые учитываются путем введения эффективности горелки, η_b [11]. В результате давление на выходе горелки, уравнение 2.39, равно

Температура на выходе из турбины заранее определена с учетом ограничений по материалам. Поэтому соотношение топлива к воздуху, уравнение 2.40, можно рассчитать по формуле,

- Турбина

Для этого процесса доступная мощность турбины меньше, чем в идеальном процессе. Таким образом, эффективность турбины связана с расширением, в котором выражение отношения давления турбины, уравнение 2.41, превращается в

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

Последнее уравнение можно связать с уравнением 2.42, чтобы получить выходную температуру [11].

- Сопло

На этом этапе вводится критическое давление, чтобы проверить, является ли сопло заблокированным или нет. Следовательно, критическое давление определяется по уравнению 2.43 [11].

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

Из приведенного выше уравнения температура вытяжки определяется по уравнению 2.45.

Если $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} < \frac{P_{06}}{P_{0r}}$, сопло заблокировано, изменяя уравнение температуры вытяжки, 2.46, на,

Преобразование уравнения скорости вытяжки, 2.47, в,

Параметры производительности реактивного двигателя

Удельная тяга, уравнение 2.48, теперь выражается как,

А уравнение удельного расхода топлива, уравнение TSFC 2.49, может быть представлено как,

2.3 Компоненты

В этом разделе представлена 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 подается к компрессору, входное сопло отвечает за распределение и контроль воздушного потока, то есть за обеспечение необходимого количества воздушного потока для двигателя. Прежде чем воздушный поток плавно войдет в компрессор, входное сопло выполняло свою задачу, обеспечивая равномерный, стабильный и качественный воздушный поток для компрессора. Вход, косвенно, отвечает за генерацию тяги, считаясь одним из основных компонентов, относящихся к турбореактивному двигателю [6].

Разработка входного сопла является обширным исследованием и применением законов динамики жидкости для контроля воздушного потока на субзвуковых или сверхзвуковых скоростях полета. Различие режимов полета определяется в зависимости от числа Маха, при котором происходит всасывание. Для числа Маха ниже 1.0 оно работает в субзвуковом режиме, а если число Маха выше 1.0, скорость полета является сверхзвуковой [25]. Число Маха показано в уравнении 2.50.

Учитывая, что поток воздуха поступает в компрессор равномерно, это идеализированное предположение, потому что на самом деле компоненты, такие как пилон двигателя, крыло и фюзеляж, отклоняются от идеала, что влияет на воздушный поток и подрывает производительность входного сопла. Попутный ветер и вихрь являются примерами, подрывающими производительность всасывания. В сценарии с попутным ветром, чем сильнее он, тем рискованнее это становится, по причине того, что скорость на кромке может превысить скорость звука в этой зоне, ставя под угрозу лопатки из-за последующего увеличения скорости потока, добавленного подветренной стороной воздухозаборника. Примером вихря является земной вихрь.

Это может развиваться в результате размещения двигателя под крыльями, который затем всасывается через всасывание, что может негативно сказаться на производительности всасывания [6].

Дизайн всасывания для субзвукового потока имеет хорошо округлую кромку, как показано на рисунке 2.14, чтобы предотвратить разделение потока, что приводит к более толстой кромке по сравнению с острой кромкой для сверхзвукового потока. Что касается сечения впуска, то для субзвуковой скорости они имеют круглую или эллиптическую форму, в то время как для сверхзвуковых входов они имеют центральный конус, чтобы резко снизить поток до субзвуковых скоростей, или впуск прямоугольной формы, показанный на рисунках 2.15 и 2. 16 [26].



Рисунок 2.14: Субзвуковой вход [26]



Рисунок 2.15: Осинусимметричный сверхзвуковой вход [26]



Рисунок 2.16: Прямоугольный сверхзвуковой вход [26]

2.3.2 Компрессор

Сжатие воздуха имеет жизненно важное значение для газовых турбин, и ответственность за его обеспечение лежит на компрессоре. Его принцип заключается в преобразовании механической энергии, которая подается турбиной в виде работы, в энергию давления. Таким образом, чем лучше преобразование, тем лучше общее функционирование газовой турбины. Для его улучшения существуют три важных параметра, которые характеризуют работу компрессора: первый, эффективность компрессора, указывает на потерю энергии во время преобразования, другими словами, показывает энергию, которую компрессор нуждается для увеличения энергии давления. Второй, отношение давления компрессора, это отношение полного давления на выходе компрессора к давлению на входе компрессора. 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, отношение давления компрессора напрямую связано с тягой, расходом топлива и эффективностью двигателя [6].

2.3.2.1 Центробежный

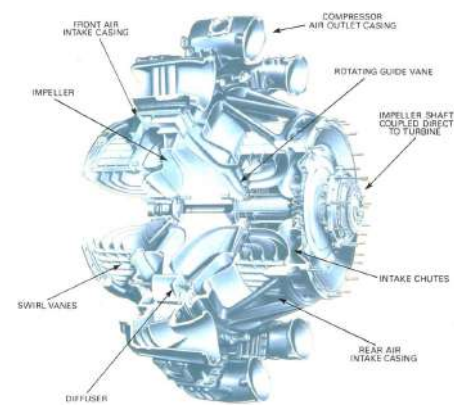


Рисунок 2.17: Центробежный компрессор [8]

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

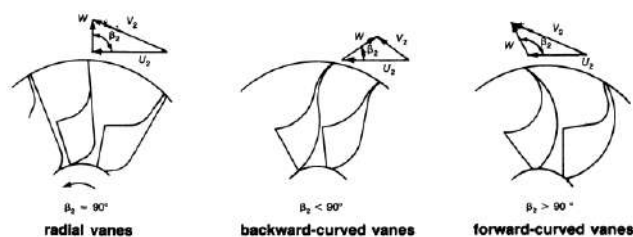


Рисунок 2.18: Типы рабочего колеса [27]

Когда воздух проходит через рабочее колесо, происходят изменения давления и скорости. Эти изменения можно увидеть на рисунке 2.19, где изображена графика давления и скорости, описывающая проход воздушного потока через элементы компрессора.

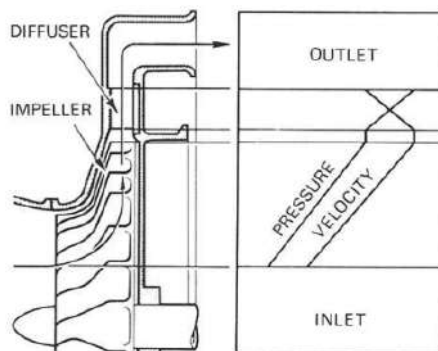


Рисунок 2.19: Эволюция давления и скорости в системе рабочее колесо-диффузор [27]

Этот компрессор является выбором для меньших газовых турбин, потому что он проще, имеет низкую стоимость производства и высокую стабильность, что означает больший рабочий диапазон. Радиальные компрессоры достигают высокого отношения давления, как $13:1$ 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 Осевая

Осиный компрессор, рисунок 2.20, является наиболее используемым в конструкциях двигателей для современных самолетов, потому что он может одновременно обеспечивать высокие отношения давления и высокие расходы массы, что позволяет создавать двигатели с высокой тягой. Этот компрессор состоит из нескольких ротор, соединенных с центральным валом, что увеличивает кинетическую энергию и статическое давление. Каждый ротор идет вместе со статорами, которые являются фиксированными роторами, уменьшающими кинетическую энергию, тем самым увеличивая статическое давление и предотвращая закручивание потока [28]. Действуя как выпрямители воздуха, которые удаляют завихрение, лопасти статора делают это благодаря своему изменяющемуся углу, который корректирует поток от ротора и направляет поток в правильном направлении для следующего ротора [6]. Уменьшая угол атаки, переменные статоры снижают тенденцию к срыву [17]. Давление и скорость по всему осевому компрессору показаны на рисунке 2.21.

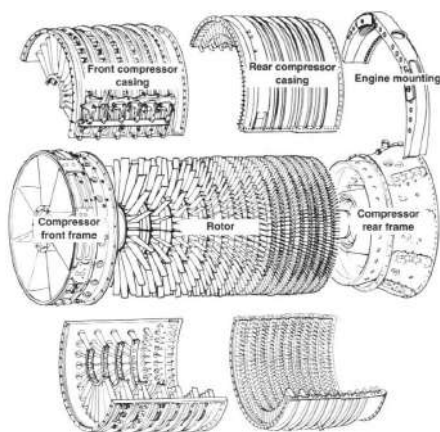


Рисунок 2.20: Осиный компрессор [6]

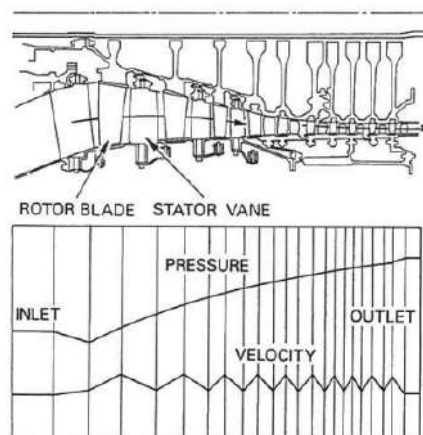


Рисунок 2.21: Изменения давления и скорости в осевом компрессоре [8]

Ряд ротора с рядом лопастей статора называется ступенью. Каждая ступень имеет небольшое увеличение давления. Увеличение невелико из-за угла отклонения лопастей, и скорость диффузии должна быть ограничена, чтобы предотвратить срыв воздуха на лопастях, что может привести к срыву лопастей. Чтобы подавить этот эффект, были созданы «выпускные клапаны», чтобы сбрасывать часть воздуха с лопастей в промежуточных рядах и переменном статоре. Контролируя насколько это возможно, чтобы предотвратить эти потери, корпус компрессора может быть построен с несколькими ступенями, которые,

при сравнении с центробежным компрессором с той же фронтальной площадью, он достигает более высоких отношений давления, обеспечивая гораздо большую тягу. Вот почему осевой компрессор выбирается для большинства самолетных двигателей [6]. Другими преимуществами являются уменьшенное аэродинамическое сопротивление благодаря меньшему сечению и отсутствие необходимости в повороте потока, так как воздушный поток движется в одном направлении к турбине [8].

Эти двигатели могут состоять из более чем одной катушки. Катушка — это вал, который соединяет компрессор и турбину, на котором вращается последняя. Если имеется только один комплект компрессора и турбины, то устройство тяги классифицируется как однокатушечное, как показано на рисунке 2.22. Многокатушечный двигатель состоит из двух или более роторных сборок, каждый из которых приводится в движение своей собственной турбиной [8]. Пример многокатушечного двигателя демонстрируется на рисунке 2.23.

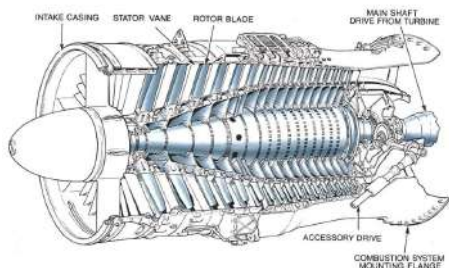


Рисунок 2.22: Осевой компрессор с одним ротором [8]

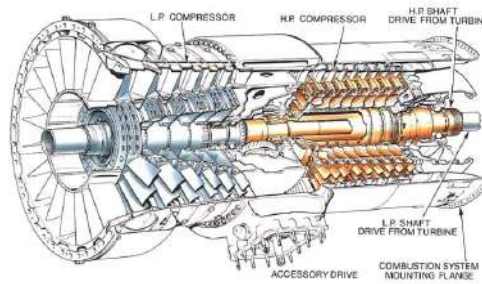


Рисунок 2.23: Осевой компрессор с двумя роторами [8]

Если компрессор вращается с оптимальной скоростью, он достигает более высоких отношений давления. При высоких значениях отношения давления эффективность топлива улучшается, но имеются ограничения. Корпус имеет тенденцию расширяться и деформироваться, что делает необходимым использование более тяжелого корпуса компрессора для поддержки вибрационных нагрузок [8].

2.3.3 Диффузор

Диффузор или статор является подсистемой компрессорной системы, которая перенаправляет высокоскоростной радиальный воздушный поток, поступающий от рабочего колеса, в камеру сгорания, преобразуя остаточную скорость энергии в энергию давления [29].

Система диффузора может быть разделена на два типа: с лопастями и безлопастной. Безлопастное или безлопастное кольцевое пространство легко производить и оно может быть эффективным. Поскольку в нем нет лопастей, правильный угол лопастей не вызывает беспокойства, что может привести к нарушению потока. Однако безлопастной диффузор не будет подходящим выбором, поскольку канал потока расширится, что увеличит вероятность разрыва потока. Учитывая закон Бернулли, общая 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 сделать вывод, 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. Последнее позволяет фиксировать болты без вмешательства в газовый поток. Эти типы, показанные на рисунке 2.24, идентифицируются как прямые лопасти диффузора, лопасти с передним изгибом и диффузор с лопатками в форме клина соответственно. Более того, эти типы диффузоров обладают лопатками

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

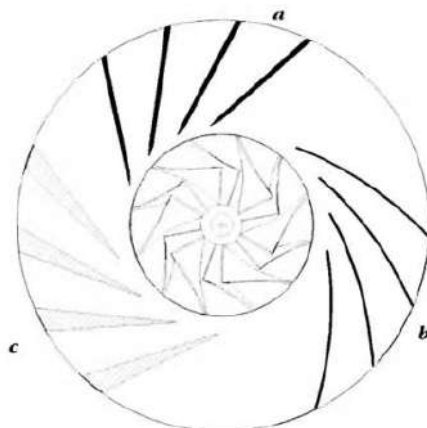


Рисунок 2.24: Типы диффузоров [29]

2.3.4 Камера сгорания

Камера сгорания, см. рисунок 2.25, является местом, где происходит почти все увеличение внутренней энергии и она является одним из самых важных компонентов для генерируемой тяги. Она разработана для обеспечения эффективного сгорания, минимизируя потери давления, учитывая важную роль, которую она играет в эксплуатационных и диапазонных расходах [17]. Здесь топливо сгорает после смешивания с воздухом, который подается компрессором, за которым следует выделение тепловой энергии, после сгорания, где воздух будет расширяться и ускоряться через поток [6]. Чтобы воздух был равномерно

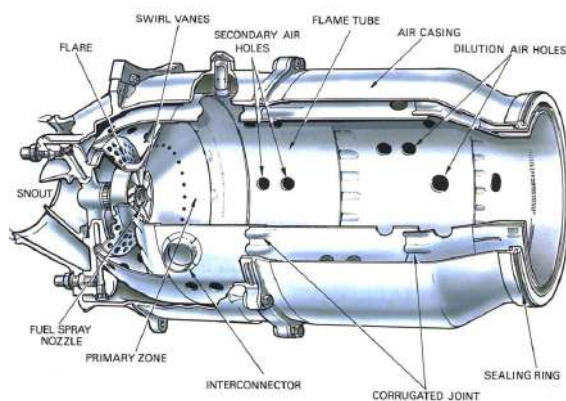


Рисунок 2.25: Камера сгорания [8]

необходимо обеспечить контроль температуры в момент сгорания и использовать подходящие материалы, способные выдерживать экстремальные температуры на протяжении всего процесса сгорания. Камера сгорания поддерживает разницу температур от 650 до 1150 градусов Цельсия для предварительно нагретого воздуха, который поступает в камеру при температуре от 250 до 550 градусов Цельсия. Однако только 20 процентов потока массы воздуха проходит в первичную зону (где происходит сжигание топлива) камеры сгорания через вихревые лопатки, чтобы стимулировать рециркуляцию горячего газа и небольшие отверстия диска, поддерживающего генератор вихрей. Эта рециркуляция создается вихревыми лопатками, которые принадлежат целой части, обозначаемой как носик, что снижает скорость воздушного потока до желаемых значений, чтобы поддерживать пламя горящим постоянно на протяжении всего диапазона текущей работы. В дополнение,

существует также еще 20 процентов, которые проходят через вторичные воздушные отверстия, соединяясь с горячим газом, чтобы понизить температуру перед тем, как он достигнет турбины [8].

Вторичные воздушные отверстия позволяют воздуху проходить через внешние и внутренние стенки пламя трубки, попадая внутрь после того, как смежный поток проходит через первичную зону. Объединяя эти два потока, создается рециркуляция с низкой скоростью, образующая торoidalный вихрь для достижения стабилизированного пламени [8].

При таких высоких температурах было бы крайне сложно, чтобы материал выдерживал и продолжал демонстрировать те же характеристики независимо от того, насколько высока температура. Поэтому, чтобы обеспечить правильное функционирование материала, камера сгорания была спроектирована так, чтобы определять направление воздушного потока. Это позволяет охлаждать материал и горячий газ. Чтобы предотвратить нежелательную работу камеры, в пламя трубки было разработано пространство, чтобы воздушный поток охлаждал стенки пламя трубки, предотвращая их перегрев. В среднем для целей охлаждения используется 40 процентов от 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 температуры горячих газов с 1800 до 2000 градусов Цельсия, прежде чем они достигнут турбины [8]. Распределение воздуха внутри горелки показано ниже на рисунке 2.26.

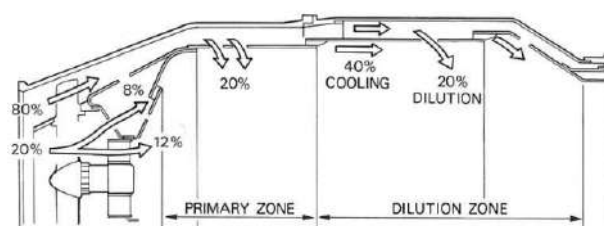


Рисунок 2.26: Распределение воздуха внутри горелки [8]

Типы камер сгорания

- Множественные камеры сгорания или камера сгорания типа банка

Он имеет несколько отдельных камер, расположенных параллельно, образующих круг вокруг центрального вала. Сгорание легко достигается, так как необходимо лишь зажигание в одной или двух горелках. Создание пламени, которое распространяется от горелки к горелке через соединительный элемент, называемый интерконнектором, позволяет горелкам работать при равномерном давлении [6]. Пример этой камеры показан на рисунке 2.27.

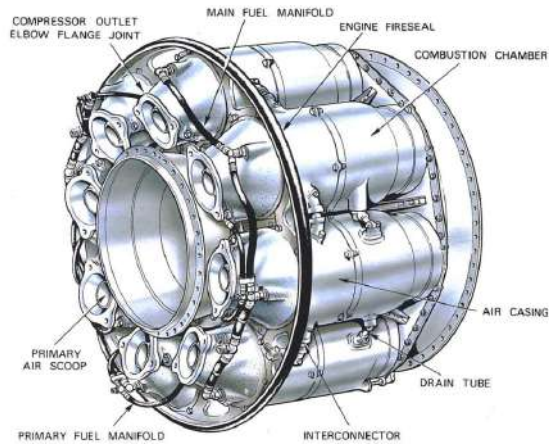


Рисунок 2.27: Множественная камера сгорания [8]

- Кольцевая или канальная камера сгорания

Является промежуточным вариантом между канальной и кольцевой камерами, улучшая недостатки каждой из них и сочетая их сильные стороны. Эта камера сгорания, показанная на рисунке 2.28, отличается от множественных камер сгорания наличием внешнего корпуса, окружающего несколько камер для вторичного воздухообеспечения, что делает её более механически устойчивой, чем раньше. Это улучшение обеспечило более эффективное использование доступного пространства [6].

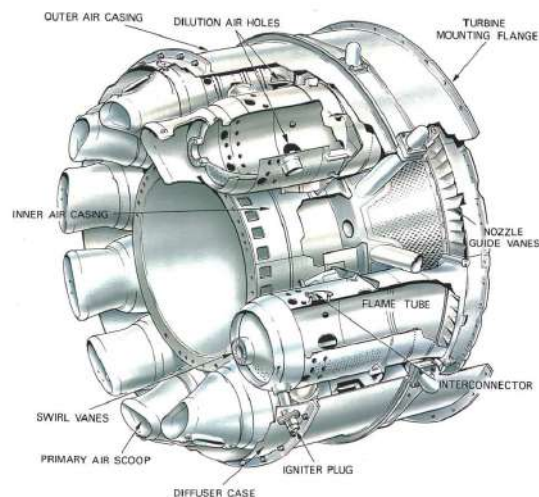


Рисунок 2.28: Турбо-кольцевая камера сгорания [8]

- Кольцевая камера сгорания

Это одна пламя трубка, показанная на рисунке 2.29, в кольцевой форме, которая более эффективно использует объемное пространство, позволяя равномерный процесс сгорания. Ее более простая конструкция приводит к снижению общего веса, поскольку энергия, выделяемая через горелки, остается той же, но длина уменьшается на 25 процентов. В результате это влияет на себестоимость производства, снижая ее [8].

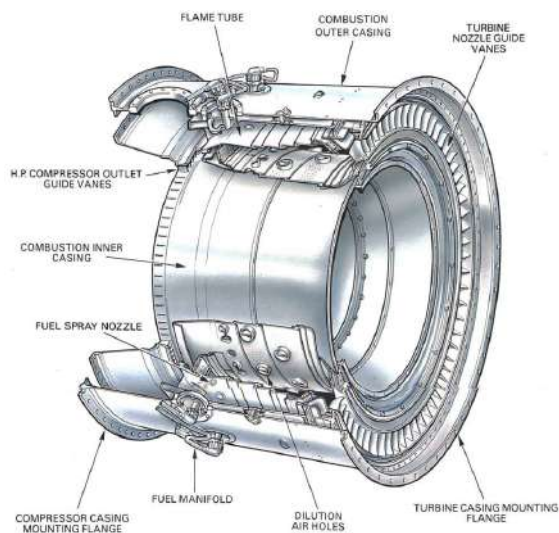


Рисунок 2.29: Кольцевая камера сгорания [8]

2.3.5 Турбина

Турбина является основным компонентом газогенератора, который приводит в действие компрессор. Приоритетом ее функциональности является извлечение энергии, содержащейся в горячем газе, который поступает от сгорания, путем поглощения энергии при столкновении потока газа с лопатками. 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 компрессор в действие в виде механической мощности вала, что достигается путем преобразования кинетической энергии в энергию давления и работу [8].

2.3.5.1 Осевая

Большинство двигателей в самолетах имеют осевые турбины из-за более высокого массового потока всасывания. Этот тип турбины характеризуется набором из одного статора и одного ротора, в указанном порядке. Статор представляет собой стационарное сопло с направляющими лопатками профиля крыла, которое регулирует поток от 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 вихрь в газовом потоке, чтобы обеспечить равномерную работу по всей длине лопаток. Дизайн лопаток будет влиять на поток, выбрасываемый из турбины, превращая его в более осевой поток, прежде чем попасть в систему выхлопа [6].

Чтобы турбина была эффективной, ее дизайн и разработка должны соответствовать спецификациям двигателя. Важной спецификацией является потребность в мощности, которая повлияет на количество ступеней в турбине. Хотя количество ступеней, которые необходимо добавить, зависит не только от потребности в мощности, но и от угловой скорости, максимального допустимого диаметра турбины и количества катушек компрессора. Например, двигатели с высоким коэффициентом сжатия обычно имеют два вала для привода низко- и высоконапорного компрессора [6].

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

Новые материалы и технологии охлаждения были разработаны для поддержки высоких температур и давлений. Один из материалов, который обычно используется в лопатках, — это никелевые суперсплавы, благодаря 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 предотвратить такие потери, как трение, изменение потока или зазор на конце [6], крайне сложно.

Способ, которым турбина преобразует энергию, определяет ее тип, различая три типа: импульсная, реакционная и импульсно-реакционная.

Импульсная турбина, показанная на рисунке 2.30, похожа на водяное колесо, которое извлекает энергию из газового потока за счет удара газа по лопаткам турбины. Газ проходит через направляющие лопатки сопла, выходя с более высокой скоростью, что приводит к снижению давления и температуры. На стадии ротора ускоренный поток будет воздействовать на лопасти ротора, уменьшая скорость из-за энергии, передаваемой от газа к лопаткам. Этот обмен импульсом приведет к вращению колеса.

[6].

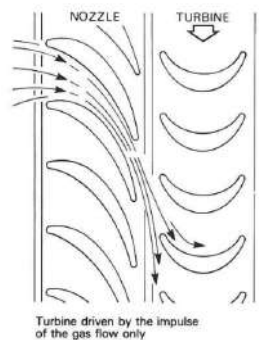


Рисунок 2.30: Импульсная турбина [8]

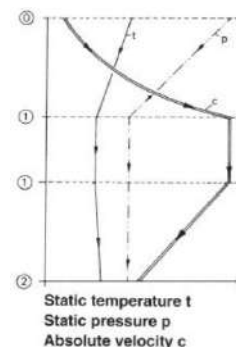


Рисунок 2.31: Изменение свойств на протяжении [8]

Наблюдая за рисунком 2.31, можно выделить три отчетливые фазы. Когда газ попадает в направляющие лопатки сопла, соответствующие фазе ноль к одному, происходит снижение давления и температуры при увеличении скорости. Затем, на протяжении фазы один, когда газ покидает направляющие лопатки сопла и достигает лопастей ротора, температура, давление и скорость остаются постоянными. Затем он переходит в путь лопастей ротора, фаза один к двум, где энергия извлекается в виде работы, уменьшая скорость потока газа. Можно наблюдать небольшое повышение температуры в результате трения [8].

Реактивная турбина не сильно отличается от импульсной турбины. Разница заключается в лопастях ротора. Другими словами, путь лопастей ротора, благодаря дизайну лопасти, создает эффект сопла, дополнительно ускоряя поток газа. Из-за своего дизайна также генерируется аэродинамическая сила, помимо создаваемого импульса от удара газа о лопасти, что заставляет ротор вращаться [8].

Сужение в сечениях потока вызывает эффект сопла, описанный ранее. Кроме того, наблюдается немного меньшая редукция температуры и давления, чем в ударной турбине.

2.3.5.2 Радиальная

С момента первого использования в реактивном двигателе, в конце 1930, до применения турбонаддува, радиальная турбина с входом потока используется для различных целей, например, в экспандерах сжижения газа в нефтехимической промышленности, малых газовых турбинах, которые обеспечивают энергией вертолеты, или в качестве генераторных установок [27].

Радиальная турбина представляет собой значительное преимущество для производства работы. Этот тип турбины обеспечивает большую мощность, чем две или более ступени осевой турбины. Кроме того, стоимость ее изготовления ниже, чем у одно- или многоступенчатой осевой турбины. Однако в терминах эффективности этот тип турбины уступает осевому типу, что является основной причиной, по которой осевой тип в основном применяется в самолетных двигателях [27].

Радиально-проточная турбина делится на два типа:

- Консольная радиально-проточная турбина

Эта турбина, изображенная на рисунке 2.32, похожа на низко-реакционную или импульсную турбину из-за отсутствия ускорения потока через турбину. Она характеризуется тем, что не использует радиальные углы входа и имеет двумерные консольные лопасти. Низкие значения эффективности и сложности производства являются причиной их редкого использования [27].

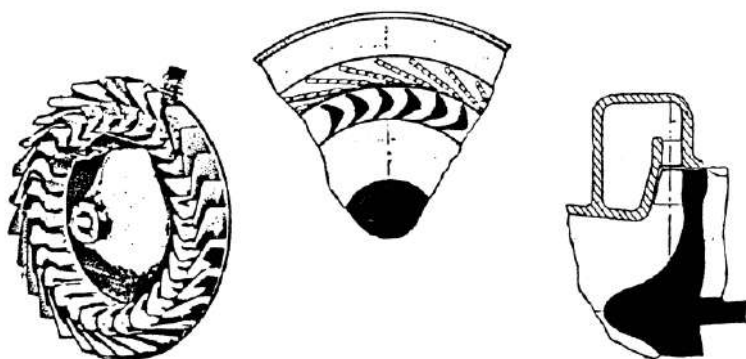


Рисунок 2.32: Консольная радиально-проточная турбина [27]

- Смешанная радиально-проточная турбина

Эта турбина, показанная на рисунке 2.33, состоит, во-первых, из спирали, которая собирает поток из одного канала, к лопастям сопла, которые часто используются как безлопастные сопла, как в турбонаддувах, где эффективность не имеет значения из-за избытка энергии в выхлопных газах. С дизайном лопастей поток направляется лопастями, ускоряя его. Эти лопасти объединены в hub или диск, вызывая силу, перпендикулярную направлению потока. Когда поток достигает изогнутого конца лопастей или экстрактора, часть силы тангенциальной скорости удаляется. Наконец, поток попадает в выходной диффузор, где высокая абсолютная скорость из экстрактора преобразуется в статическое давление [27].

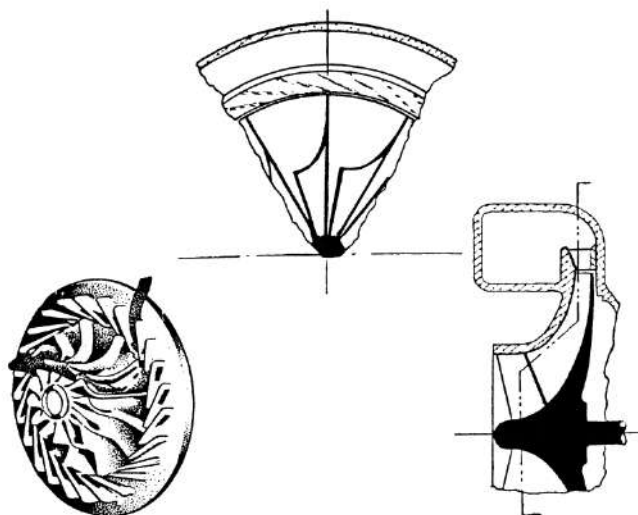


Рисунок 2.33: Смешанная радиально-приточная турбина [27]

2.3.6 Выпускное сопло

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

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

- Сопло сходимости

Площадь сечения канала уменьшается вдоль направления потока, заканчиваясь меньшей площадью сечения, тем самым ускоряя поток. Ускорение происходит из-за более высокого давления на входе сопла, чем атмосферное давление, выбрасывая поток до тех пор, пока он не достигнет атмосферного давления, где газ полностью расширится. Если это сопло выбрасывает с sonic-скоростью, где расход массы максимален, сопло считается заблокированным. Оно в основном применяется в высокосубзвуковых коммерческих и военных самолетах [6].

- Сопло расходимости

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

- Сопло сходимости-расходимости

Характеризуется изменяющимся сечением. В передней части площадь поперечного сечения уменьшается, за чем следует дальнейшее увеличение поперечного сечения. Управление сжимаемой и расходимой частью делает сопло переменной геометрии, которое часто используется для увеличения тяги [6]. Рисунок 2.34 представляет собой схему сжимаемого и расходимого сопла.

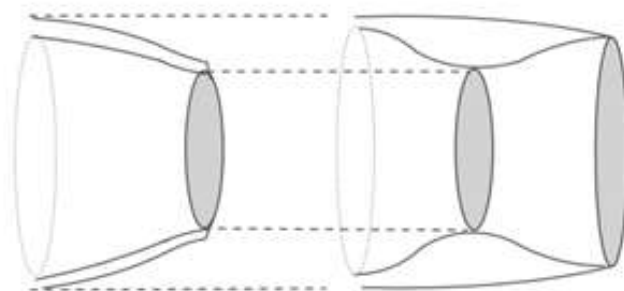


Рисунок 2.34: Сопло сходимости-расходимости

2.3.7 Топливная система

2.3.7.1 Топлива

Выбор подходящего топлива для небольшого турбореактивного двигателя зависит от максимальной доступной энергии на килограмм топлива [10]. Топлива с высокой удельной теплотой сгорания включают бензин, керосин, дизель, JP1 до JP8, которые являются различными типами реактивного бензина, а также пропан и бутан. Если возможно, использование реактивного бензина типа четыре керосина и бензина является наилучшим вариантом для процесса сгорания. Значительное присутствие 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 его легко получить, он доступен на каждой автозаправочной станции [10]. Более того, паровоздушная смесь дизельного топлива имеет более низкую температуру воспламенения, примерно 300 градусов Цельсия, по сравнению с паровоздушной смесью бензина, для воспламенения которой требуется температура выше 600 градусов Цельсия [10].

Наиболее подходящими топливами для малогабаритных турбореактивных двигателей являются газообразные топлива, в частности, пропан или бутан. Кроме 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 сампроизвольно проходит через двигатель [29]. Из указанных газообразных топлив пропан считается более подходящим для статического тестирования или разработки [10]. Несмотря на преимущества, этот газ требует баллон под давлением с объемом в два раза больше для той же массы дизельного топлива из-за его низкой плотности энергии [10]. Различия обсуждаемых топлив можно увидеть в представленной таблице, таблице 2.2.

Таблица 2.2: Топлива [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 ⁽¹⁾	0.79
H _{th} [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) ⁽²⁾						
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

Смешивание воздуха и топлива может осуществляться путем атомизации или парообразования топлива. Первое является распространенной техникой, используемой в полноразмерных самолетах, где качество сгорания сильно зависит от размера капель атомизированного топлива. Сложность этой техники превышает ее преимущества для впрыска в малые двигатели [29].

Испарение топлива состоит из небольших трубок, известных как испарители, через которые проходит предварительно нагретый газ, испаряющий часть топлива перед тем, как попасть в первичную зону. Топливо подается через тонкие трубки, каждая из которых соединена с одной изогнутой трубкой. Положительным аспектом этой системы является то, что топливо смешивается с воздухом перед входом в зону сгорания. К сожалению, эффективность этого метода можно подтвердить только через систематические эксперименты, например, если испаритель чрезмерно растянут, температура, как правило, повышается [29]. Типы впрыска топлива можно увидеть на рисунке 2.35.

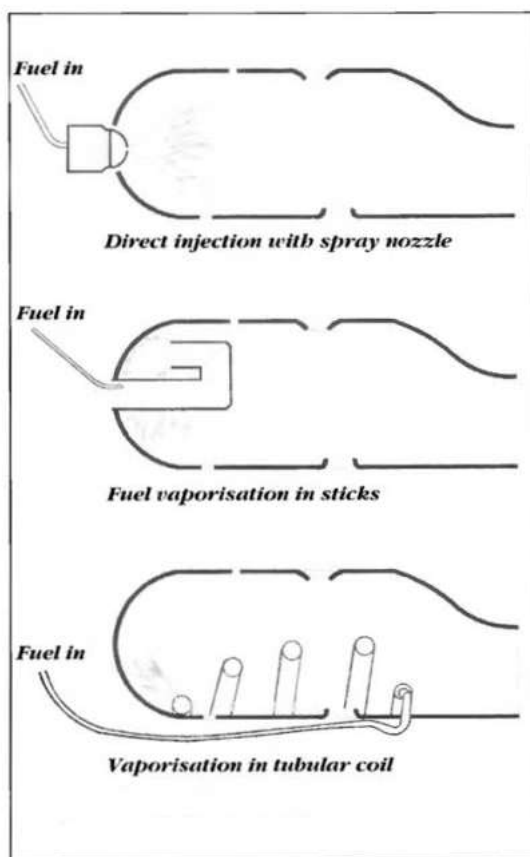


Рисунок 2.35: Режимы впрыска топлива [29]

2.4 Основы турбонаддува

Самое начало турбонаддува относится к 1885 году, когда Готлиб Даймлер создал и запатентовал механический процесс предварительной компрессии воздуха, поступающего в двигатель. Хотя создателем турбонаддува считается швейцарский инженер Альфред Бюхи, который запатентовал свое изобретение в 1915 году, что было продемонстрировано на рисунке 2.36 [32].

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

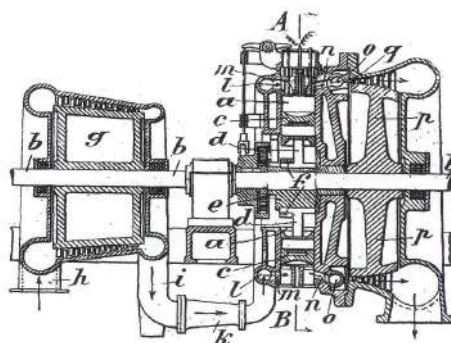


Рисунок 2.36: Турбонаддув, Патент Альфреда Бюхи [32]

воздух поступать в камеру сгорания двигателя внутреннего сгорания. Компоненты турбонаддува показаны на рисунке 2.37.

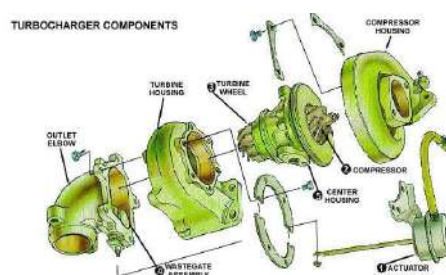


Рисунок 2.37: Компоненты турбонаддува

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

При сжигании большого количества топлива увеличивается выходная мощность, как и эффективность двигателя внутреннего сгорания. Этот цикл показан на рисунке 2.38. Эти результаты впервые были обнаружены Альфредом Бюхи в его первом и успешном приложении, что привело к увеличению мощности более чем на 40 процентов [32]. Этот прирост, как в мощности, так и в эффективности, сделал турбонаддув устройством, широко используемым в автомобилях.

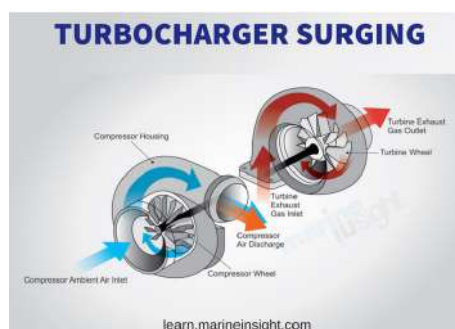


Рисунок 2.38: Работа турбонаддува [35]

Разработка турбонаддува включает в себя дизайн компрессора и лопаток турбины, а также их корпусов. Дизайны лопаток анализируются с помощью ЧИСЛЕННОЙ ГИДРОДИНАМИКИ, чтобы понять, как проходит воздушный поток. Что касается дизайна корпусов, зазор между ротором должен быть достаточно малым, чтобы ротор мог проводить воздушный поток. В противном случае существует вероятность срыва потока

между кромкой ротора и корпусом [33].

В общем, если требуется больше информации о конкретном турбонаддуве, производитель предоставляет таблицу, описывающую характеристики работы компрессора турбонаддува, в которой указаны отношение давления, расход массы, скорость турбоагнетателя и области эффективности. Эта таблица, называемая картой компрессора, предоставляет важные детали, позволяя узнать, каков будет расход воздуха для данного компрессора при заданном отношении давления. Представлен рисунок 2.39, на котором распознаны различные характеристики производительности. Ниже приведено краткое объяснение наблюдаемых характеристик [34].

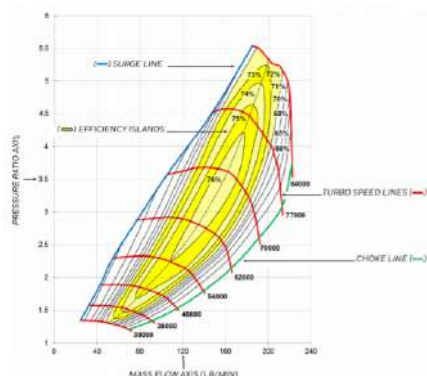


Рисунок 2.39: Пример карты компрессора [34]

- Отношение давления: отношение абсолютного выходного давления к абсолютному входному давлению [34].
- Расход массы: масса воздуха, проходящего через компрессор за заданный период времени [34].
- Линия срыва: обозначает линию, которая отделяет стабильную работу, находящуюся с правой стороны линии, от области неустойчивости потока, которая может привести к резкому выходу из строя турбокомпрессора, вызванному большой нагрузкой на тягу [34].
- Линия отсечки: это линия, отделяющая максимальный расход массы, который компрессор может обработать, находящийся с левой стороны линии, от неспособности компрессора обрабатывать поток из-за достижения звуковых скоростей на роторе, входе потока, что препятствует увеличению расхода [34].
- Острова эффективности: концентрические области на карте компрессора, которые соответствуют эффективности компрессора, различающейся по размерам этих областей. Чем меньше область, тем выше эффективность [34].

Карта компрессора, полученная для этой диссертации, иллюстрируется на рисунке 2.40, хотя это не реальная графика производительности компрессора, что затруднило получение точного расхода массы для данного отношения давления. График представляет собой карту компрессора модели турбокомпрессора RH31 V Z21, аналогичную турбокомпрессору IHI RHF F3 [36].

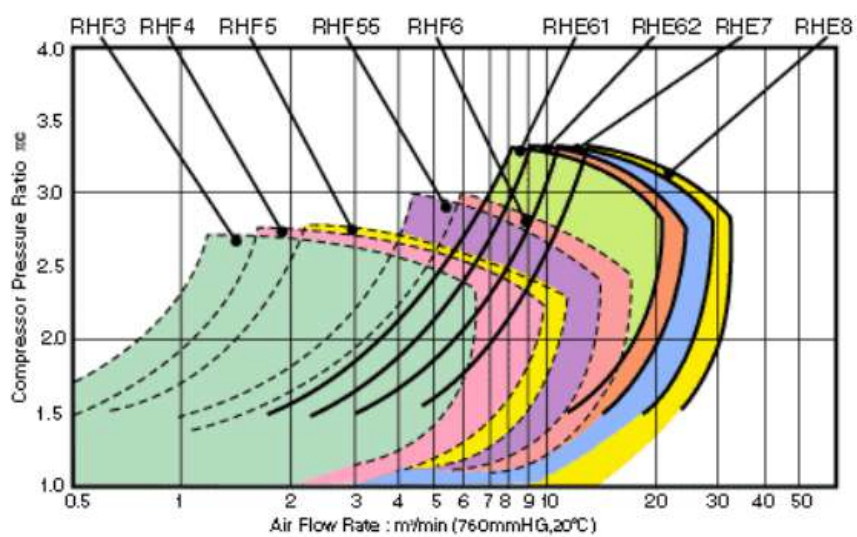


Рисунок 2.40: Карта компрессора RHB31V ZZ1 [36]

Глава 3

Методология

В этой главе описывается, как был осуществлён процесс проектирования и производства каждого компонента мини-турбореактивного двигателя. Рассматривается проектирование каждого компонента двигателя, объясняется, как были получены размеры для проектирования и какие материалы используются для каждого компонента. Во втором разделе описывается выбранный процесс производства. Блок-схема методологии представлена на рисунке 3.9, который находится в конце главы 3.

3.1 Размерные параметры

3.1.1 Компрессор

Начальной точкой для размерных параметров этого двигателя является компрессор. Выбранный для этого экспериментального проекта компрессор принадлежит компании INI и является моделью RHB31 VZ21 .

Из изучения литературы видно, что компрессоры, использованные в аналогичных проектах, например, в турбореактивном двигателе Kamrs или WPI, были центробежными, что обеспечивало более высокий коэффициент 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 куплен, этот компрессор был использован для разработки данной диссертации.

Дизайн компрессора должен быть выполнен с точными размерами, чтобы проект был точным. Для этого были связаны производители 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 документе технических характеристик ECOTRON [36], показанном на рисунке 2.40.

Основные размеры, такие как толщина основания, высота рабочего колеса/лопатки и диаметр входа/выхода рабочего колеса, были измерены с помощью штангенциркуля. Тем не менее, нужен был только диаметр выхода рабочего колеса.

Согласно Kamrs, модель турбореактивного двигателя может быть создана с использованием его размеров турбореактивного двигателя с масштабным коэффициентом, полученным из соотношения между диаметром компрессора, 36.6 миллиметров, и диаметром компрессора Kamrs, 66 миллиметров [29] с приблизительным значением 0.55. Из этого значения были получены оценочные размеры деталей двигателя.

3.1.2 Входной фланец

Эта деталь является крышкой двигателя с стороны компрессора, которая фиксирует диффузор к внешнему корпусу. Она была разработана на основе проекта Уорчестерского политехнического института [37], адаптируя свои размеры в соответствии с размерами кожуха компрессора и внешнего корпуса этого двигателя, чтобы дизайн подходил к внешнему корпусу с очень небольшим зазором. Кроме того, отверстия для болтов

были сделаны в соответствии с отверстиями диффузора и внешнего корпуса для лучшего соединения обоих компонентов.

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

3.1.3 Кожух компрессора

Этот компонент был спроектирован в соответствии с диаметром лопастей диффузора, чтобы не увеличивать размер кожуха, и отверстия для винтов должны быть выровнены с отверстиями лопастей диффузора. Затем была выполнена часть, которая вмещает компрессор. Зазор входа вокруг компрессора не должен превышать 0,3 миллиметра, чтобы достичь допустимых значений эффективности [29].

Однако, чтобы успешно спроектировать кожух компрессора с соблюдением допусков, необходимо было сделать сканирование 3D компрессора, чтобы определить кривизну вращающегося компрессора. Поскольку не удалось получить сканирование 3D, кожух был спроектирован с использованием окружностей диаметра эксдуктора и индуктора компрессора. На рисунке 3.1 представлен начальный пункт для этого дизайна.

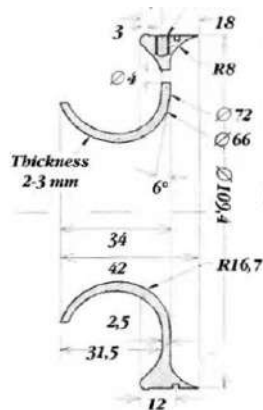


Рисунок 3.1: кожух компрессора [29]

В изученной литературе рекомендуется использовать алюминий для этой детали. Поэтому было решено построить её из этого материала. Увы, спецификацию типа алюминия узнать невозможно, так как он также был взят из запасного блока двигателя.

3.1.4 Диффузор

Самой сложной и трудной деталью для проектирования оказался диффузор. Первым шагом было выбрать стиль диффузора: безлопастной или с лопастями, а если с лопастями, то решить, будут ли они прямыми, с передним изгибом или в форме клина. Из примеров, наблюдаемых в литературе, было решено спроектировать диффузор с лопатками в форме клина, учитывая крепежные болты, которые позволяют кожуху компрессора крепиться к диффузору и избегать утечек газового потока [29].

Сначала диффузор был спроектирован в зависимости от диффузора Кампса. Книга Томаса Кампса, [29] указывает размеры диффузора и включает профиль осевых лопаток, показанный на рисунке 3.2 и d 3.3.

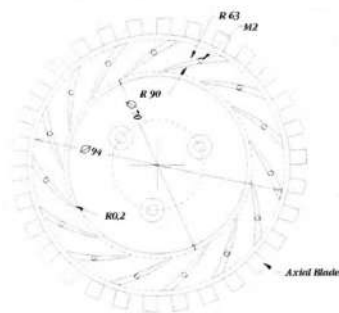


Рисунок 3.2: Диффузор [29]

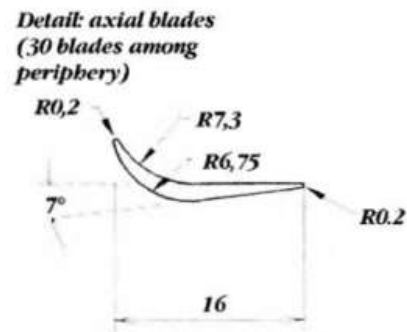


Рисунок 3.3: Профиль лопаток диффузора [29]

3.1.5 Вал и корпус вала

При рассмотрении дизайнов валов мини-турбореактивных двигателей, таких как KJ66, АМТ Olympus или двигатель Kamrs, было замечено, что дизайны были относительно равны. Поэтому вал был спроектирован путем уменьшения размеров вала Kamrs, описанного на рисунке 3.4.

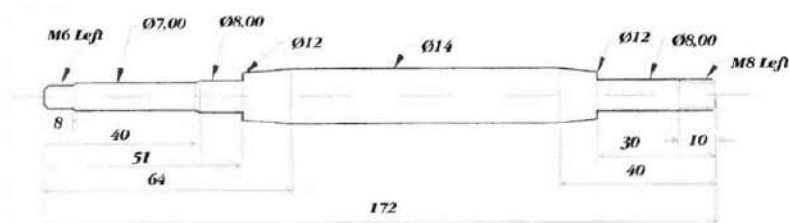


Рисунок 3.4: Вал [29]

Вал вмещает два подшипника, расположенных на местах подшипников, позиционируя подшипник с обеих сторон вала. Шаги предназначены для плотной посадки подшипников, чтобы предотвратить их смещение. Для производства этого вала было решено использовать стальную прутку из нержавеющей стали, который будет дополнительно обработан.

Корпус вала был спроектирован, как и вал, для удержания внутри вала с двумя подшипниками и для соединения диффузора, закрепленного болтами к корпусу, вместе с корпусом статора, который также будет закреплен болтами к корпусу. Несмотря на разнообразие дизайнов корпусов валов, определенный дизайн будет простым и прямым, расширяющимся на обоих концах корпуса, чтобы обеспечить место для болтов, фиксирующих диффузор и корпус статора. Размерные параметры были выполнены путем адаптации размеров корпуса вала к нашему масштабу, которые представлены на рисунке 3.5.

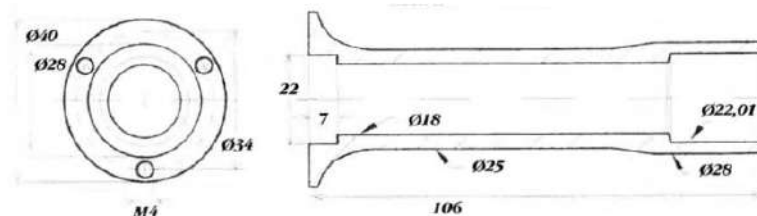


Рисунок 3.5: Корпус вала [29]

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

3.1.6 Камера сгорания

Оптимальным дизайном для камеры сгорания считалась аннулярная камера. В соответствии с изученной литературой, это казалось лучшим выбором благодаря простоте дизайна и практичности, другими словами, это облегчало процесс производства по сравнению с другими типами. Более того, дизайн камеры сгорания, как правило, основывается на эмпирических данных, и поскольку цель не заключалась в улучшении дизайна, выбор камеры сгорания, которая успешно выполняла свою роль, был самым разумным решением. Поэтому было решено разработать ее на основе камеры сгорания Kamrs, адаптировав ее размеры и отверстия для этой камеры сгорания. Она состоит из листа нержавеющей стали шириной 0,5 мм, сформированного в трубу с необходимым диаметром и серией отверстий различного диаметра. На рисунках 3.6 и 3.7 ниже показан дизайн камеры сгорания, на который опирались [29]. Камера сгорания

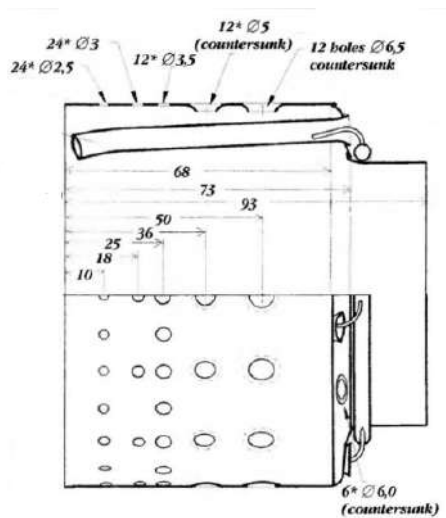


Рисунок 3.6: Внешняя горелка [29]

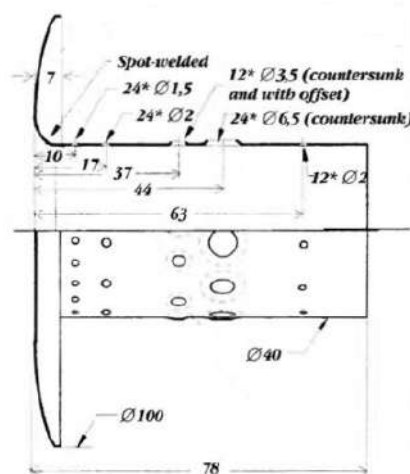


Рисунок 3.7: Внутренняя горелка [29]

состоит из двух труб, одна из которых меньше и помещается внутрь большей. Диаметры отверстий и расстояние между ними были уменьшены до адекватного размера и расстояния, учитывая этот мини-турбореактивный двигатель.

3.1.7 Распределитель топлива

Распределитель топлива, как следует из названия, распределяет топливо по трубкам испарения камеры сгорания. У малых газовых турбин, которые были рассмотрены, дизайн практически одинаковый. Поэтому была разработана инжекторная кольцевая система с соответствующим диаметром для проектируемой камеры сгорания. Инжекторное кольцо устанавливается на внутренней стороне камеры сгорания со стороны турбины и имеет различные инжекторы, соответствующие каждой трубке испарения. Топливо поступает из внешнего источника, который подключен к трубке, проходящей через внешний корпус к камере сгорания, где оно также соединено с инжекторным кольцом. Распределитель топлива изготовлен из трубки из нержавеющей стали диаметром 3 миллиметров [29].

3.1.8 Система направляющих лопаток сопла

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

пострадала. Большинство дизайнов системы направляющих лопаток сопла были разработаны для осевых турбин. Однако система направляющих лопаток сопла была спроектирована на основе других дизайнов с использованием радиальной турбины.

[38].

Размерные параметры были разработаны с учетом компонентов, затронутых его дизайном, таких как камера сгорания, распределитель топлива и корпус вала. Идея заключалась в том, чтобы соединить внешнюю горелку с направляющими лопатками сопла, где распределитель топлива будет фиксироваться на фланце внутренней горелки.

3.1.9 Турбина

Турбина, как и компрессор, была заимствована из RHB31 VZ21 turbo.

3.1.10 Выпускное сопло

Этот компонент отвечает за генерацию тяги. Хотя основная цель данной диссертации не заключается в оптимизации сгенерированной тяги, а в дизайне и производстве автономной малой газовой турбины. Дизайн сопла представляет собой простое сопло сходимости, обеспечивающее простую конструкцию, которая была разработана на основе размерных параметров этого компонента, основанных на обзоре литературы. На рисунке 3.8 показаны размеры выпускного сопла, хотя оно было уменьшено и адаптировано для этого реактивного двигателя. Рекомендуемым материалом для этого компонента является лист нержавеющей стали толщиной 0,5 миллиметра.

[29].

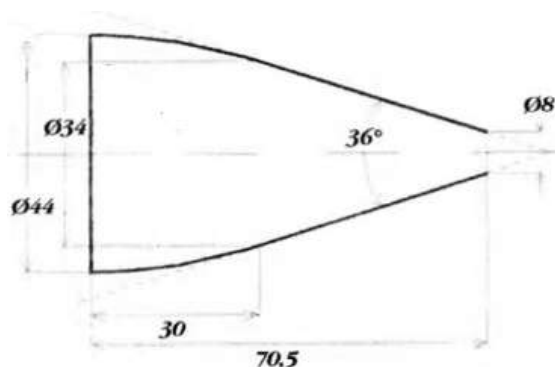


Рисунок 3.8: Выпускное сопло [29]

3.1.11 Подшипники, смазка и впрыск топлива

Выбор подшипников должен осуществляться с учетом назначения подшипника. Подшипник для малой газовой турбины должен выдерживать высокие температуры и экстремальные угловые скорости. С учетом этих требований производители подшипников искали те, которые имели набор подшипников с необходимыми размерами, чтобы они правильно подходили к валу.

Выбранные подшипники - это глубокие шариковые подшипники из нержавеющей стали от компании SKF, которые выдерживают до 120000 об/мин [39] и обладают высокой температурной стойкостью, потому что, чем выше об/мин, тем выше температура подшипника будет [40]. Для адекватной работы подшипников должна быть система смазки, которая должна быть создана путем установки двух тонких трубок из нержавеющей стали на корпусе вала, соединенных с масляным насосом. Каждая трубка входит с каждой стороны подшипника для транспортировки смазки. Трубки проходят через внешний

корпус, а затем, за диффузором, вставлен в корпус вала.

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

3.1.12 Внешний корпус

Заключительная часть этого двигателя состоит из трубки 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 фиксируется к направляющим лопаткам сопла. Дизайн этого компонента, поскольку он был одним из последних, которые были спроектированы, не требовал уменьшения масштаба на основе литературы. Имея спроектированные другие компоненты, внешний корпус должен адекватно покрывать газогенератор.

3.2 Процесс производства

Руководство по строительству для этой диссертации, основанное на изученной литературе и онлайн-видео о производстве модельных реактивных двигателей, разделено на два подраздела, отличающихся двумя основными материалами, используемыми для производства необходимых компонентов для двигателя. Один из них - алюминий, а второй - нержавеющая сталь.

Компоненты на основе алюминия - это входной фланец, кожух компрессора и диффузор. Производство этих деталей было осуществлено с помощью FABLAB UBI, Лаборатории производства, на токарном станке с Числовым управлением 5-го поколения. Это было выбрано из-за точности производства, которую невозможно достичь при ручной работе с использованием ручных фрезерных станков. Для того чтобы токарный станок с Числовым управлением 5-го поколения мог произвести необходимый компонент, требуется файл в формате .stp, полученный из программного обеспечения для проектирования, в данном случае программного обеспечения CATIA, с опциями сохранения. С помощью этой процедуры круглые блоки алюминия преобразуются в ожидаемую форму с крайне низким уровнем операционной ошибки. Однако корпус вала был создан с помощью ручной обработки на токарном станке.

Элементы из нержавеющей стали были изготовлены с использованием вертикального сверлильного станка, токарного станка, ролика и водоструйного станка. Сначала использовался водоструйный станок для резки деталей, предназначенных для каждого компонента. Детали были вырезаны из листа нержавеющей стали, в результате чего спроектированные компоненты должны были быть нарисованы в их плоской форме, которая затем обрабатывалась для достижения желаемой формы. Следующим шагом было сверление отверстий в плоских деталях, относящихся к пламя трубки, камере сгорания. Сверла были изготовлены с использованием вертикального сверлильного станка.

«Плоские шайбы» будут закреплены позже на соответствующих компонентах, в частности, на системе направляющих лопаток сопла, заднем конце камеры сгорания и корпусе. Следующим шагом было формование плоских деталей камеры сгорания, системы направляющих лопаток сопла и корпуса до необходимого диаметра. Завершая формование детали, «плоские шайбы» были приварены для получения трубок и плоских колец. Последний компонент, вал, с помощью

Дизайн и производство мини-турбореактивного двигателя

двухмерного эскизного дизайна был изготовлен на токарном станке.

В общем, детали были спроектированы и изготовлены с использованием процедуры, аналогичной той, что использовалась для диффузора, показанного на рисунке 3.9.

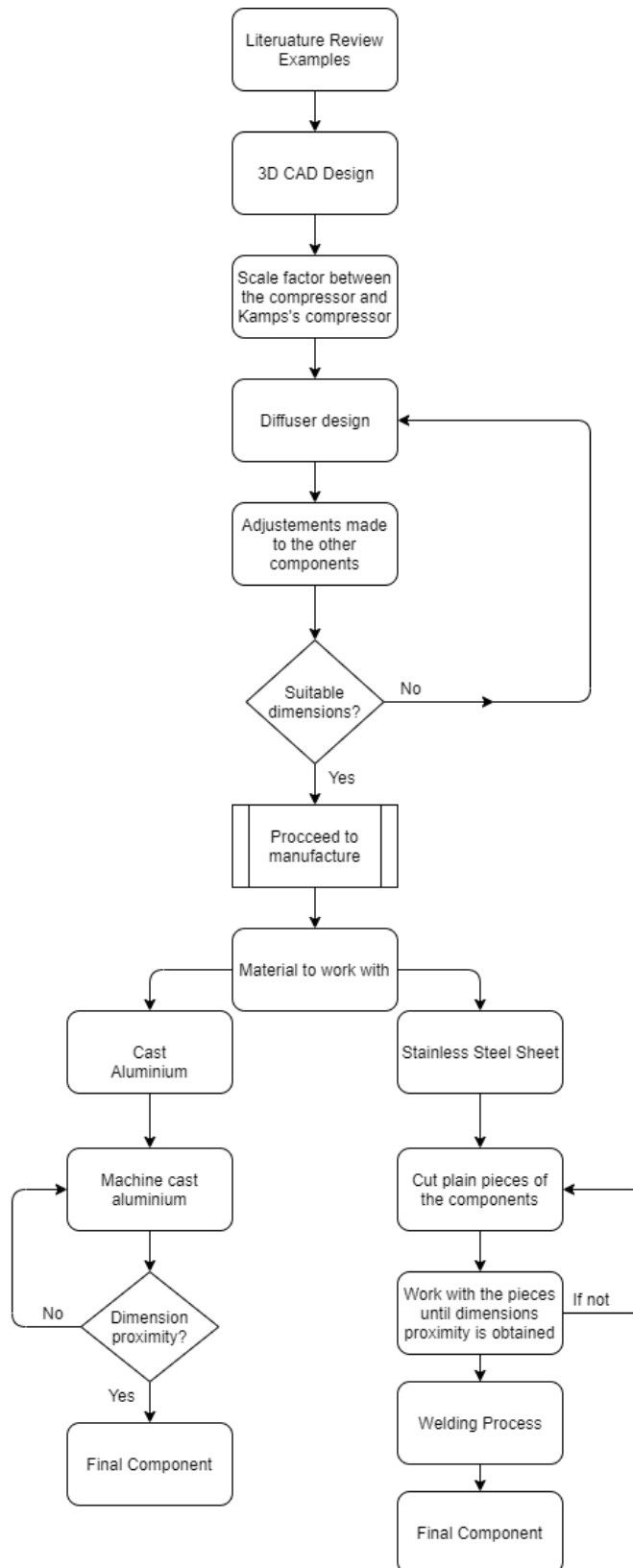


Рисунок 3.9: Процедура проектирования диффузора

Глава 4

Практический случай

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

4.1 Результаты размерности

Конечные размеры малогабаритного турбореактивного двигателя описаны вместе с дизайном сборки в Приложении В и С. Размерные параметры, как было указано ранее, были выполнены путем сравнения эмпирических данных, в которых они были сопоставлены и адаптированы к этому дизайну. Есть некоторые детали, которые не следовали масштабному коэффициенту точно из-за корректировок, сделанных при проектировании всех компонентов. Дизайн был завершен, когда детали были собраны, чтобы проверить, были ли все компоненты выровнены и правильно подходили друг к другу.

4.2 Дизайн прототипа мини-турбореактивного двигателя

Дизайн компонентов этой небольшой газовой турбины был кратко описан в предыдущей главе 3, в то время 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 V V5R18, принадлежащего Dassault Systèmes.

4.2.1 Компрессор

Дизайн компрессора был сложной задачей для понимания, и его пытались воспроизвести в программном обеспечении CATIA, отклоняясь как можно меньше от его физических размеров. Сначала была нарисована основа компрессора, как показано на рисунке 4.1. Затем, в процессе CAD для вала, был нарисован, с визуальной точки зрения, профиль лопастей компрессора, представленный на рисунке 4.2. Наконец, был применен многосекционный массив для создания твердых лопастей из эскиза, завершив общий дизайн с отверстием, проходящим через компрессор, для установки вала. Финальный продукт показан на рисунке 4.3.

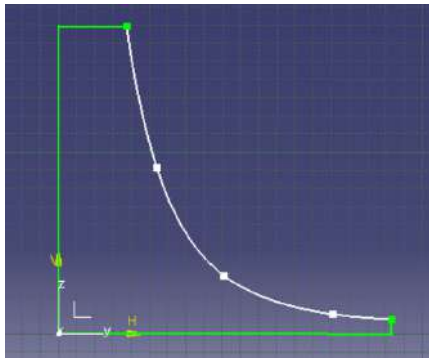


Рисунок 4.1: Работа вала CAD компрессора

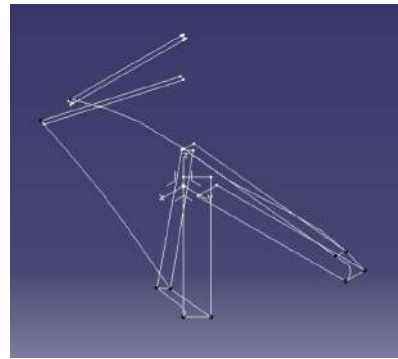


Рисунок 4.2: Эскиз лопастей CAD компрессора

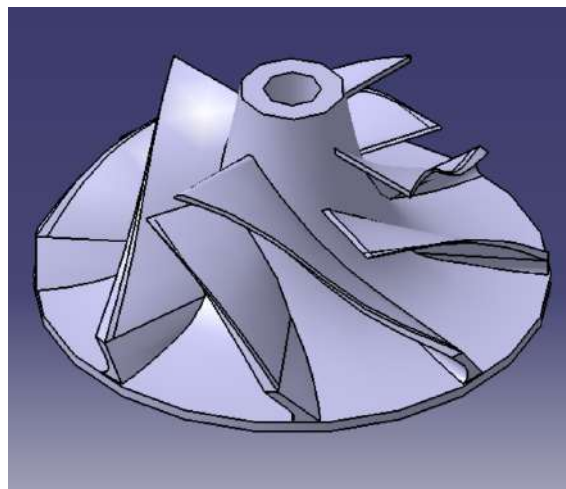


Рисунок 4.3: Вид CAD компрессора

4.2.2 Входной фланец

Дизайн этого компонента был простым и прямолинейным. Сначала был разработан эскиз, с учетом размеров кожуха компрессора, чтобы он подходил правильно. Более того, было оставлено 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, представленное на рисунках 4.5, 4.6 и 4.7, с отверстиями для крепления к диффузору (с передней стороны) и внешнему корпусу.

(вид сбоку). Изометрический вид спроектированной детали показан на рисунке 4.8.

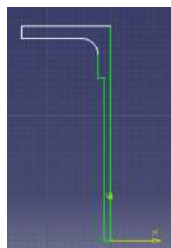


Рисунок 4.4: Вид CAD компрессора

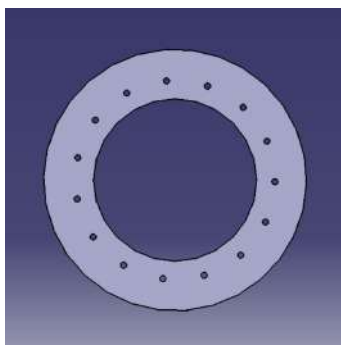


Рисунок 4.5: Вид спереди входа

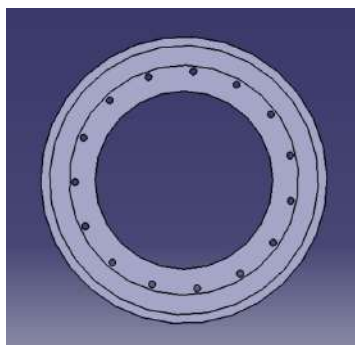


Рисунок 4.6: Вид сзади входа



Рисунок 4.7: Боковой вид входа

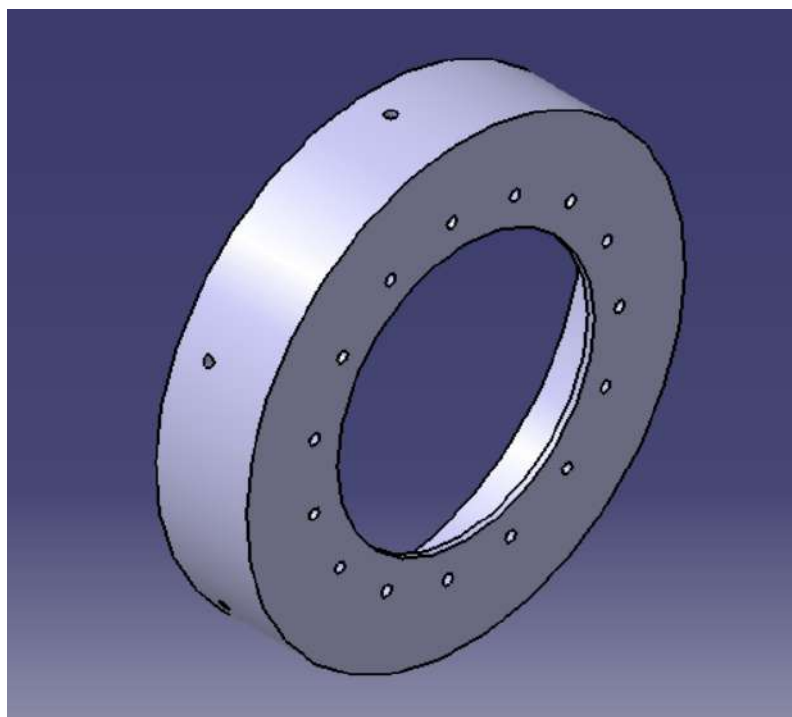


Рисунок 4.8: Изометрический вид входа

4.2.3 Кожух компрессора

Этот дизайн основан на диаметрах экздуктора и индуктора компрессора. Он был разработан с использованием многосекционного твердого тела, с применением эскизов, представленных на рисунке 4.9. Внутренние окружности были нарисованы с учетом 0.3 мм миллиметров зазора между ротором и внутренними стенками кожуха компрессора. Внешние окружности были спроектированы с применением многосекционного твердого тела и функции удаления твердого тела, чтобы обеспечить толщину в 2 миллиметра, как рекомендовано [29]. Высота окружностей была нарисована относительно высоты лопастей компрессора и высоты экздуктора. Рисунок 4.10 описывает эскиз окружностей с высотными мерами. Более того, отверстия были сделаны после проектирования твердого продукта, с правильным диаметром для крепления к диффузору. Дизайн кожуха компрессора показан на рисунке 4.13 вместе с боковым видом, рисунок 4.11, и задним видом, рисунок 4.12.



Рисунок 4.9: Эскиз кожуха компрессора

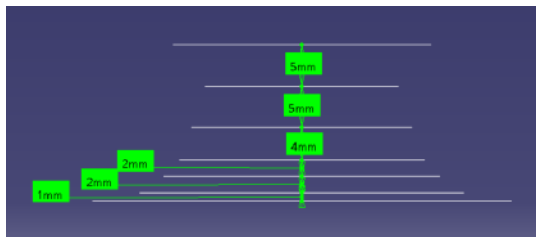


Рисунок 4.10: Высота плоскостей дизайна кожуха компрессора



Рисунок 4.11: Вид сбоку кожуха компрессора

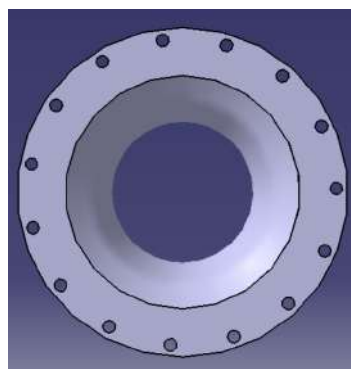


Рисунок 4.12: Вид сзади кожуха компрессора

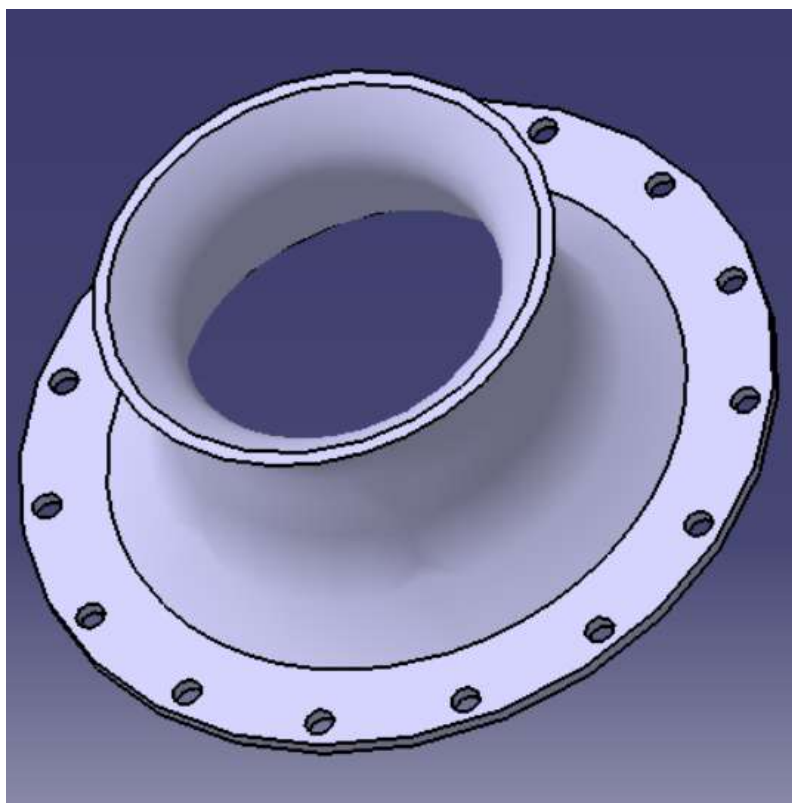


Рисунок 4.13: Изометрический вид кожуха компрессора

4.2.4 Диффузор

Отправной точкой для этой детали является небольшой цилиндр, в котором создаются осевые и лопатки с клиновидной формой, с соблюдением размеров и углов, рекомендованных в ранее упомянутой книге Томаса Кампса, в главе 3. Основание было спроектировано с учетом пространства для размещения компрессора, через работу вала, за которым следует проектирование лопаток с клиновидной формой и осевых лопаток, как показано на рисунках 4.15 и 4.16.

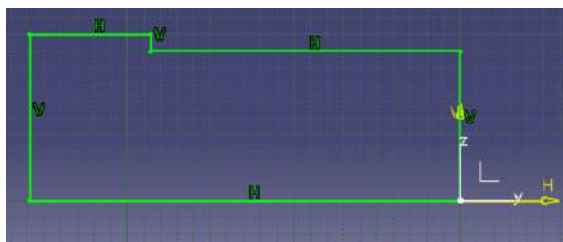


Рисунок 4.14: Основание диффузора

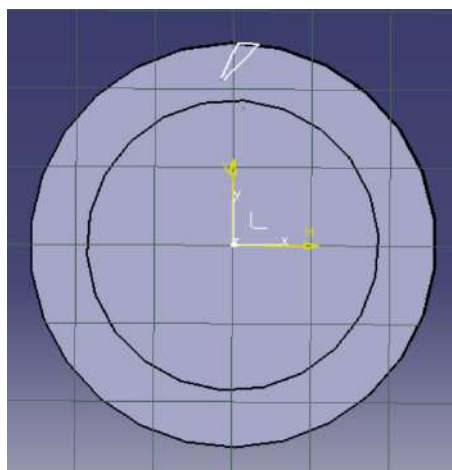


Рисунок 4.15: Лопатка диффузора клиновидной формы

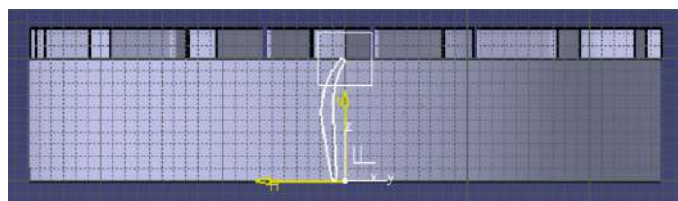


Рисунок 4.16: Аэродинамический профиль осевой лопатки диффузора

Лезвия с клиновидной формой, показанные на рисунке 4.15, имели зазор в 1,15 диаметра колеса компрессора [29]. Диффузор, рисунок 4.17, был завершен созданием отверстий для его крепления к корпусу вала и внешнему корпусу.

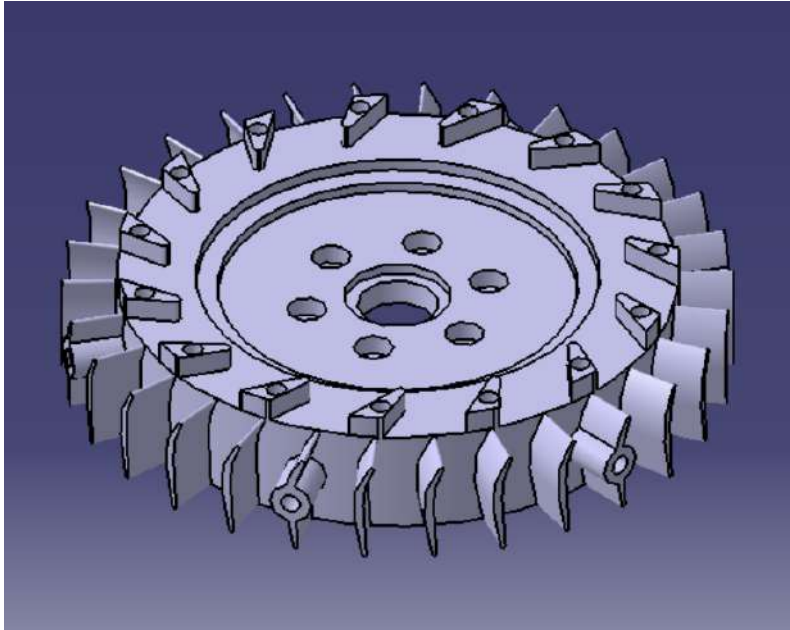


Рисунок 4.17: Изометрический вид диффузора

4.2.5 Вал и корпус вала

Корпус вала был первым, который был спроектирован в результате завершённых дизайнов NGV, СС и диффузора. Цель заключалась только в том, чтобы разработать жесткую конструкцию, соединяющую NGV с диффузором, соблюдая общий дизайн других конструкций корпусов, используемых для строительства турбореактивного двигателя малых размеров. Сначала был выбран более прямой дизайн, так как он был более удобным для крепления к диффузору или NGV с использованием винтов, затянутых гайками, в качестве элементов крепления. После того как дизайн был продуман, был выполнен эскиз. Он состоит из двух толстых колец, соединенных компактным стержнем, спроектированным с учетом работы вала. Эта операция была реализована в эскизе, показанном на рисунке 4.18.

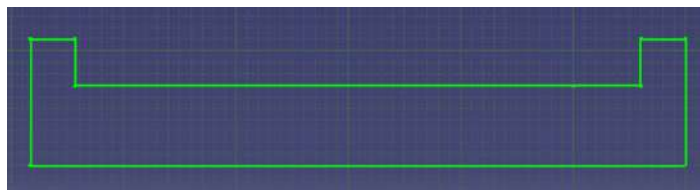


Рисунок 4.18: Эскиз корпуса вала

Впоследствии были сделаны отверстия для крепления корпуса к диффузору и NGV, а также для обеспечения пространства для вала с подшипниками. Внутри корпуса, со стороны турбины, было увеличено пространство для размещения струны и муфты. Вторая часть, вал, также была создана с использованием операции вала, примененной к следующему эскизу, изображенному на рисунке 4.19.

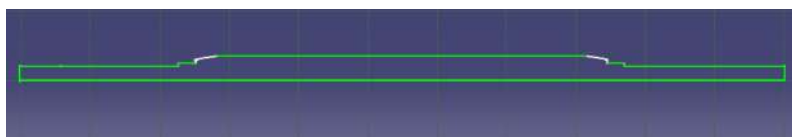


Рисунок 4.19: Эскиз вала

Длина вала была получена, когда все части, проходящие через вал, были спроектированы и собраны в правильных позициях. Использовался режим сборки, и была измерена необходимая длина для вала. После этого был завершен дизайн фактического компонента, показанного в Приложении С.

4.2.6 Камера сгорания

Эта часть проста для описания, 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 горелки и ее длины. Для внутренней горелки была выполнена та же процедура, хотя к ее дизайну была добавлена крышка для одного конца камеры сгорания, а также опора для кольца распределителя топлива. Дизайн был завершен с использованием работы вала, основанной на их первоначальных эскизах, показанных на рисунке 4.44 и рисунке 4.43. Опора для распределителя топливного кольца была дополнительно добавлена к дизайну с подходящим диаметром для последующей сварки, показанной на рисунке 4.22 с обзором внешней горелки, рисунок 4.23.

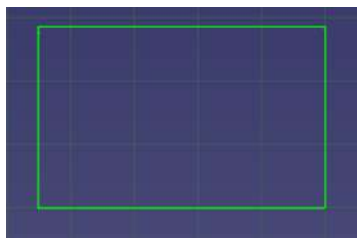


Рисунок 4.20: Эскиз внешней горелки

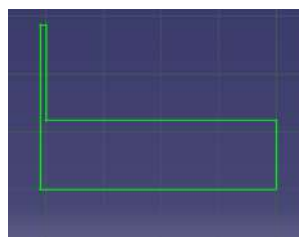


Рисунок 4.21: Эскиз внутренней горелки

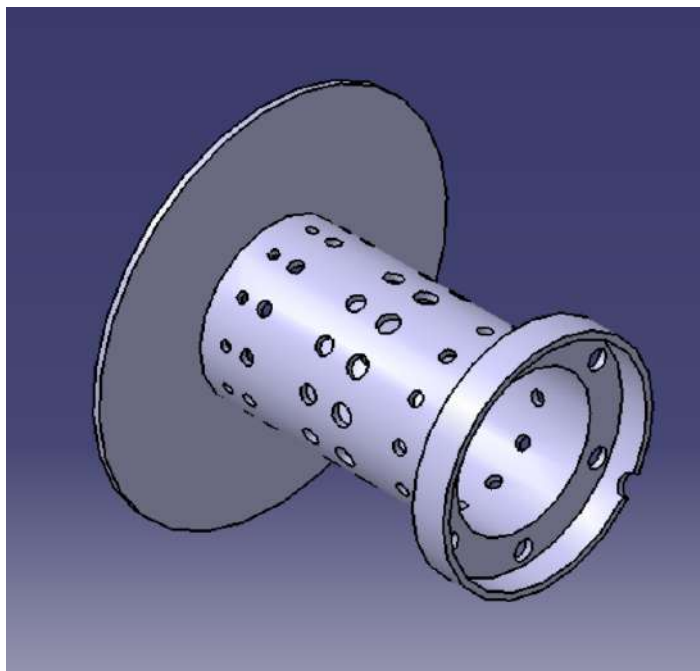


Рисунок 4.22: Изометрический вид внутренней горелки

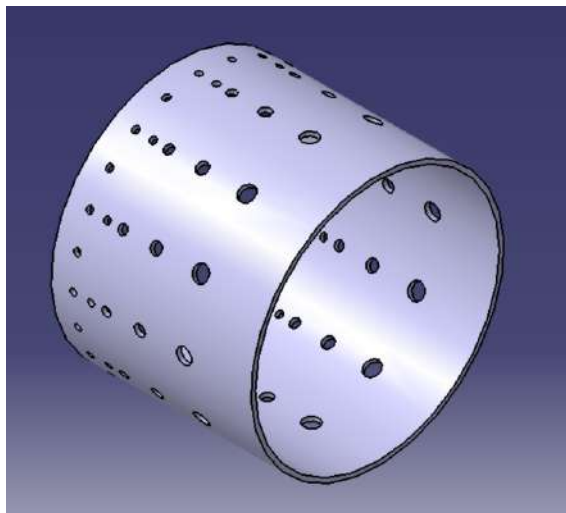


Рисунок 4.23: Изометрический вид внешней горелки

4.2.7 распределитель топлива

Этот дизайн был начат с рисования трубки диаметром 3 миллиметра. Имея трубку, были созданы 6 иглы, используя функцию подложки и кармана CAD программного обеспечения для распределения топлива к трубкам испарения. Иглы являются аналогичным представлением реальных, которые далее использовались для конструкции малого турбореактивного двигателя. Изображение топливного кольца представлено на рисунке 4.24.

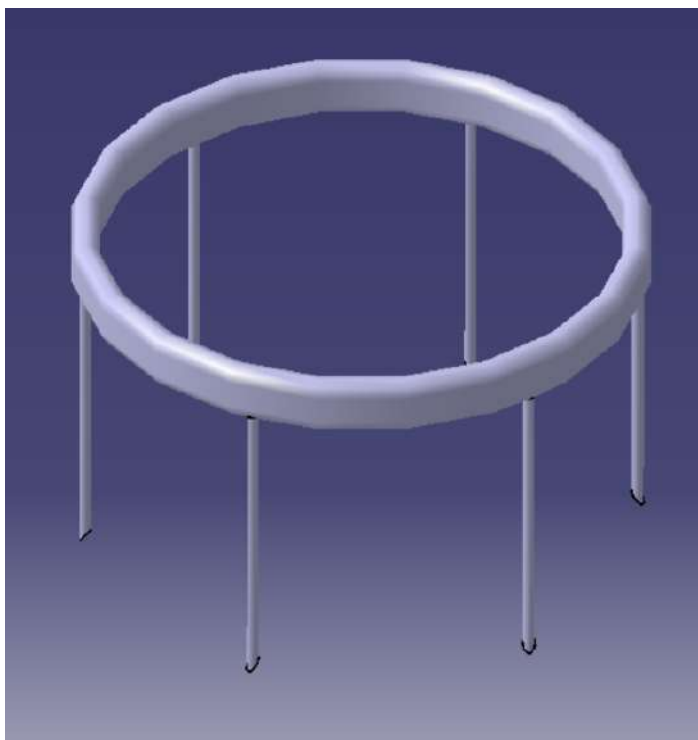


Рисунок 4.24: Топливное кольцо

4.2.8 Система направляющих лопаток сопла

Эта часть была спроектирована в соответствии с системой NGV, наблюдаемой в онлайн-видео [38]. Этот дизайн был выполнен как единая деталь, а не в виде различных частей с последующей сборкой. Сначала было создано основание, к которому будет прикреплен один конец корпуса вала. Часть, окружающая основание, и направляющие лопатки были созданы с использованием многоразделения и функции удаления твердого тела, как показано на эскизе, представленном на рисунке 4.25.

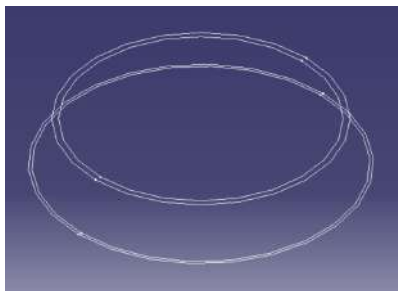


Рисунок 4.25: Система NGV

Дизайн лопаток турбины был аналогичен процессу проектирования лопаток компрессора и лопаток турбины. Единственное изменение касалось запланированного расположения, выбранного для рисования эскиза. Существует два эскиза, один из которых соединен с основанием турбины, в то время как второй соединен с шайбой. Шайба является последней спроектированной деталью, расположенной так, чтобы быть выровненной с окружающей верхней частью системы NGV. Имея твердую конструкцию, были сделаны отверстия для крепления болтов к корпусу вала, а также к проставке со стороны турбины. Конечная деталь показана на рисунках 4.26 и 4.27.

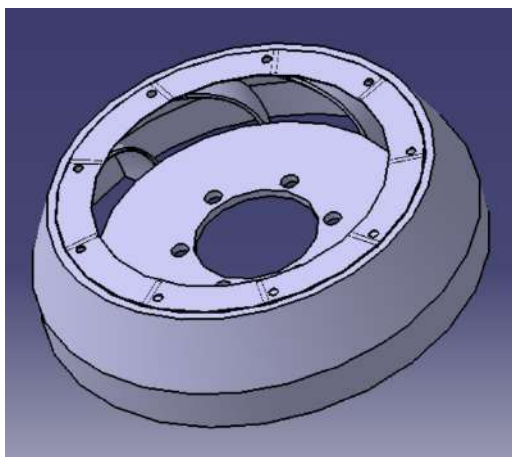


Рисунок 4.26: вид системы направляющих лопаток сопла

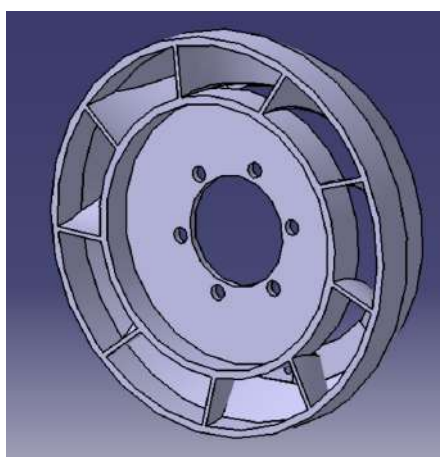


Рисунок 4.27: вид системы направляющих лопаток сопла

4.2.9 Турбина

Процедура попытки воспроизвести турбину турбо RHB31 VZ21 была аналогична дизайну компрессора. Сначала была разработана основа для лопаток турбины с учетом диаметра индуктора, как показано на рисунке 4.28. Вторым шагом было создание эскиза лопаток с визуальной точки зрения. Дизайн лопаток был разделен на два эскиза, учитывающих две разные высоты: высоту лопатки индуктора и высоту лопатки экздуктора, как это показано на рисунке 4.29.

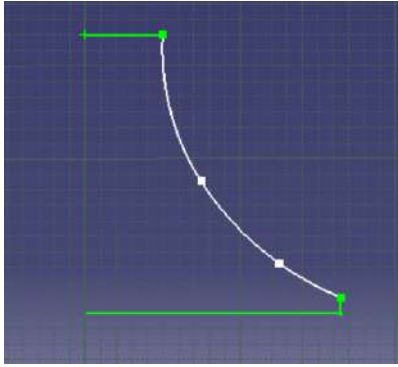


Рисунок 4.28: Схема работы вала турбины

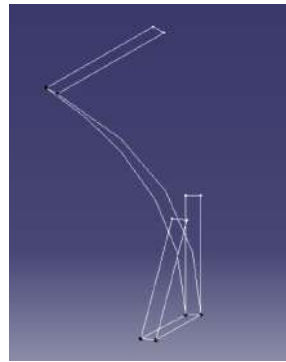


Рисунок 4.29: Схема лопасти турбины

Дизайн был завершен с использованием вала и функции многосекционного твердого тела в соответствующем порядке. Финальный продукт иллюстрирован на рисунке 4.30.

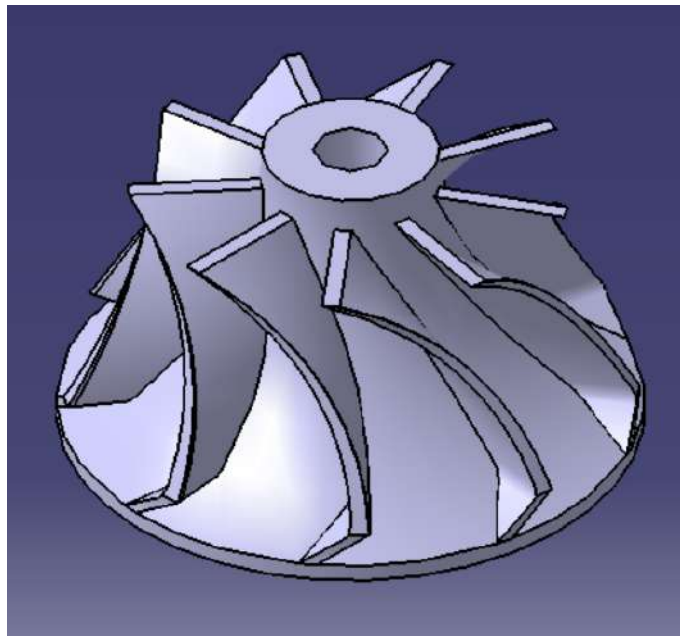


Рисунок 4.30: Изометрический вид турбины

4.2.10 Выпускное сопло, корпус и подшипники

Турбина была измерена по диаметрам экздуктора и индуктора, а также по высоте лопасти, чтобы спроектировать выпускное сопло на основе указанных диаметров и высоты, начиная с эскизов окружностей. Затем была использована функция удаления и многообъектного редактирования, примененная к эскизам, представленным на рисунке 4.31. Более того, к основанию выпускного сопла была добавлена круглая деталь, которая служит соединителем, позволяя болтам проходить и фиксировать систему NGV, выпускное сопло и внешний корпус вместе. Конечный продукт иллюстрирован на рисунке 4.32.

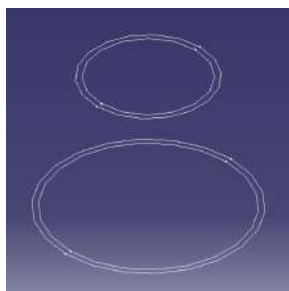


Рисунок 4.31: Эскиз выпускного сопла

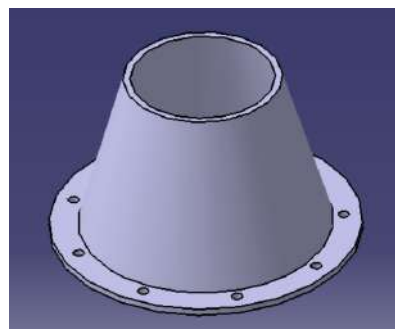


Рисунок 4.32: Изометрический вид выпускного сопла

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

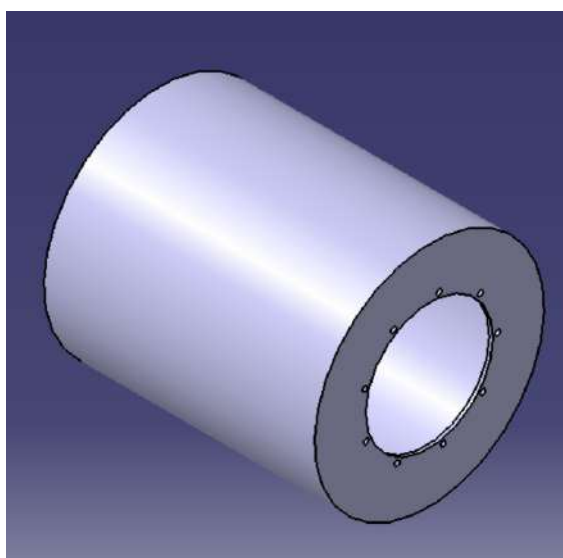


Рисунок 4.33: Изометрический вид внешнего корпуса

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

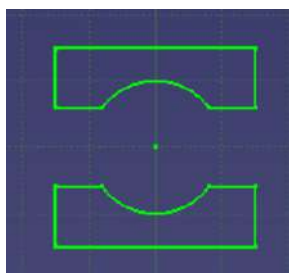


Рисунок 4.34: Эскиз корпуса подшипника

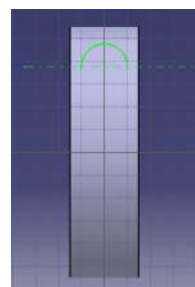


Рисунок 4.35: Эскиз шариков подшипника

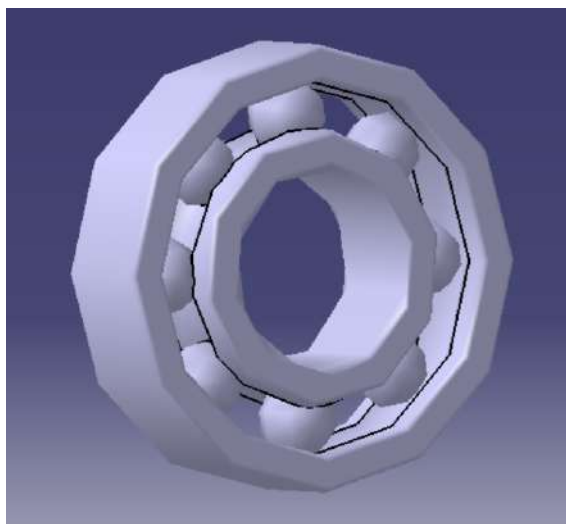


Рисунок 4.36: Подшипник 618/5 example

4.3 Производство компонентов

На этом этапе, с завершением концептуального дизайна нескольких компонентов, был инициирован процесс производства. Этот процесс включает в себя ряд различных машин и этапов, необходимых для производства желаемых деталей. Сырьё, использованное для большинства компонентов, было нержавеющей сталью в листовой форме, благодаря физическим свойствам этого типа стали, таким как устойчивость к коррозии, экстремальным температурам и высокой прочности [41]. Кроме того, использование этого материала часто встречалось в изученной литературе как материал для определенных компонентов маломасштабных турбореактивных двигателей. Другим сырьём, выбранным для использования, был литой алюминий, характеризующийся легким весом, высоким соотношением прочности к весу, устойчивостью к коррозии, прочностью, легкостью в обработке и сборке дизайнов [42].

Этап производства был начат с литья алюминия из остатков блока двигателя, который был доступен для использования. Первый шаг заключался в том, чтобы отрезать достаточное количество алюминия для процесса литья. Некоторые куски стальных обрезков были отрезаны и сварены, чтобы сделать чашу для расплавленного алюминия, а также для создания форм и их заполнения после завершенияковки алюминия. Дляковки печь была разогрета, как показано на рисунке 4.37, с горелкой, помещенной в нижнее отверстие. Чтобы получить минимальное количество примесей, во время плавления алюминия был применен карбонат натрия, химическое вещество, которое, смешиваясь с алюминием в жидкой фазе, выталкивает большинство примесей материала на поверхность литейной чаши. Однако этот метод очистки не является полностью эффективным. После этого литой алюминий был залит в ранее полученные стальные формы. Формы были относительно простыми в производстве, состоящими из толстого, большого, трубчатого стали с основанием снизу. Формы были выбраны с большими диаметрами, чтобы обеспечить запас для обрабатывающего процесса. Когда алюминий остыл, он был извлечен путем резки форм с помощью шлифовального круга. Литой алюминий показан ниже на рисунке 4.38.



Рисунок 4.37: Печь



Рисунок 4.38: Литой алюминий

Процесс производства организован в различных секциях, каждая из которых классифицируется по используемой технологии обработки для производства компонентов, объясняя, таким образом, как и какие детали были изготовлены с помощью 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 нержавеющей стали была с толщиной 0.5 мм, как было рекомендовано [29]. Тем не менее, толщина листа была недостаточной для применения необходимых методов производства, поэтому был выбран лист толщиной один миллиметр.

Сначала детали были спроектированы в их плоской форме в соответствии с размерами, с использованием CATIA V5. Эскиз или чертеж был выполнен благодаря опции сохранения, которая имеет спецификацию формата файла .dxf. Формат файла .dxf необходим для программного обеспечения водоструйного резка, чтобы прочитать очерченные резы, которые должны быть выполнены в листе нержавеющей стали. Пример деталей показан ниже на рисунке 4.39.



Рисунок 4.39: Образцы деталей, вырезанных водяной струей

Следующим шагом было сверление отверстий для камеры сгорания, после чего была установлена крышка на две прямоугольные детали, расположенные на левом конце рисунка 4.39, с использованием бумажного клеевого скотча.

Сверху на двух деталях были проведены линии и точки с помощью линейки и угольника. Когда разметка положения отверстий 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 оказались слишком хрупкими из-за их уменьшенной толщины. В результате, в процессе сверления, менее толстые сверла ломались, несмотря на правильный подход при сверлении, такой как использование прокола для разметки отверстий на листе, чтобы сверло и мело более стабильное и точное сверление. Когда сверло начало проявлять сопротивление при сверлении отверстий, было применено масло для облегчения процесса. Даже с осторожностью при сверлении, из-за увеличенной толщины до одного миллиметра, диаметр отверстий был изменен на 2, 2.5, 3 и 3.5 миллиметра. Рисунки 4.40 и 4.41 демонстрируют метод, использованный для сверления двух маленьких листов и выполненных сверлений.

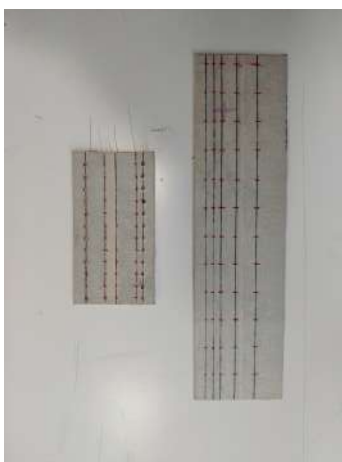


Рисунок 4.40: Отверстия в простых пламя трубках

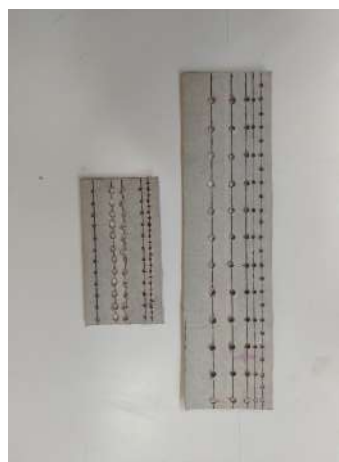


Рисунок 4.41: Просверленные простые пламя трубки

Части, изготовленные из нержавеющей стали, формировались с использованием деревянного тиска, который был шире, чем обрабатываемые детали. Это требование для формирования детали должно быть равномерным, без их сгибания. Части должны быть отлиты вокруг трубы, достаточно прочной, чтобы не сгибаться при ударах о нее. Диаметр трубы должен быть немного меньше желаемого диаметра, хотя эта техника не является полностью точной, что привело к различиям в диаметре деталей по сравнению с размерами спроектированных компонентов. Перед использованием тиска использовался ролик для формирования деталей, но, к сожалению, сделать детали круглыми не удалось из-за толщины листа, который не помещался между роликами. Ниже демонстрируются детали, сформированные вручную.



Рисунок 4.42:
Выпускное сопло



Рисунок 4.43: Внутренний пламя
Внешняя оболочка трубы



Рисунок 4.44: Внешний пламя



Рисунок 4.45:

4.3.2 Фрезерный процесс

Турбина

Следующим шагом было разобрать сердечник турбонаддува, использованного для этой диссертации, отсоединив компрессор и турбину от вала. Компрессор был легко снят, так как он был просто затянут гайкой. С другой стороны вала турбина была приварена к валу трением, который был удален вместе с верхней гайкой от турбины с помощью шлифовального круга. Затем в центре турбины было просверлено отверстие, выполненное на фрезерном станке, чтобы получить хорошо выполненное сверление, подходящее для спроектированного вала. Поскольку материал турбины закален, использовалось сверло, чтобы просверлить турбину с одного конца до другого, как показано на рисунке 4.46. Однако из-за неэффективных средств, выбранных для сверления турбины, сверло не было центрировано с турбиной, что исключало дальнейшее использование этой турбины, так как использование этой турбины на высоких скоростях превратило бы маленький зазор в огромный, что могло бы привести к серьезной аварии, угрожающей жизни вокруг турбины. Оптимальным методом сверления было бы сохранить вал, прикрепленный к турбине, и зафиксировать его в правильном положении на токарном станке, что обеспечивало бы центрирование сверла.



Рисунок 4.46: Просверленная турбина

Система направляющих лопаток сопла

Система направляющих лопаток сопла была основана на методике опытного человека, занимающегося изготовлением малых моделей турбореактивных двигателей, найденной в интернете на [38]. Окружающие части NGV были вырезаны и сварены. Хотя для завершения этой системы лопатки были вырезаны из другой турбины, для чего использовался шлифовальный круг, чтобы отдельно отделить лопатки от ротора. Позже была удалена часть ширины лопаток, чтобы они поместились 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 для изготовления этого компонента было сваривание лопаток между двумя металлическими частями, что показано на рисунках 4.48 и 4.49. К сожалению, не удалось зафиксировать лопатки в этом компоненте из-за сварочной техники, которая выделяла слишком много тепла с учетом размера и толщины 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 прямоугольной деталью 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, которая окружает лопатки, конусообразную деталь, которая устанавливается сверху на нижнюю деталь, и затем шайбу, приваренную к верхнему основанию конусообразной детали.

4.3.3 Процесс токарной обработки

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 был обработан. Блоки были помещены на токарный станок, где они были зафиксированы в соответствующем положении. Затем литой алюминий был обработан, удаляя необходимый материал для получения дизайна с правильной формой и размерами. Однако крайне сложно обрабатывать детали и получить точную физическую копию дизайна, потому что невозможно знать, удаляет ли токарный станок правильное количество материала, даже при самом осторожном обращении с ним. Компоненты, обработанные на токарном станке, это корпус вала и входной фланец, указанные на рисунке 4.50 и рисунке 4.51 соответственно. Кожух компрессора и диффузор должны были быть изготовлены на вертикальном обрабатывающем центре в FABLAB UBI. К сожалению, не удалось произвести эти две детали из-за их малых размеров, требующих крайне 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 цельного цилиндра из нержавеющей стали, который был обработан с соблюдением размеров, полученных для производства вала. Однако рекомендуемым материалом является стальной винт с классом прочности на растяжение 12.9 ϕ 10.6. Потому что этот компонент должен выдерживать огромные нагрузки, когда турбина и компрессор работают [29]. Рисунок 4.52 представляет вал, полученный после описанного процесса производства.



Рисунок 4.52: вал

4.3.4 процесс пайки

Опора кольца была просверлена шесть раз, с помощью переноса и прокола была отмечена позиция отверстий. Впоследствии сверление было выполнено с помощью трехмиллиметрового сверла, чтобы трубки испарения могли поместиться в отверстиях. Эти трубки были вырезаны из нержавеющей стали диаметром три миллиметра. Малые 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 трубки испарения, которую необходимо было сформировать в небольшой круг, чтобы она подошла к опоре кольца. По всей длине трубки была проложена стальная проволока, чтобы не помять трубку, что обеспечивало равномерное распределение топлива. Методы, использованные для формирования трубки, применялись с крайней осторожностью, чтобы не помять трубку. Несмотря на осторожность, проявленную при работе с трубкой, ее не удалось сформировать до необходимых 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 формованных деталей были сварены, при этом в процессе только некоторые из них были приведены в окончательную форму. Используемый тип сварки — это сварка вольфрамовым газом или TIG. Процесс сварки был одной из причин выбора более толстой листовой 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, было возможно сварить только компоненты, показанные на рисунках ниже. Оставшиеся компоненты не могли быть сварены, так как оба конца деталей должны были быть соединены без единого воздушного зазора. Для обработки концов деталей использовались наждачные бумаги, которые изнашивали неровные части, чтобы предотвратить появление воздушного зазора при соединении противоположностей. Тем не менее, не удалось сварить все детали, как это продемонстрировано.

Сваренные детали:



Рисунок 4.55: Выпускное сопло



Рисунок 4.56: Внешний корпус



Рисунок 4.57: Вид спереди внутренней горелки



Рисунок 4.58: Вид сзади внутренней горелки



Рисунок 4.59: Внешняя горелка



Рисунок 4.60: Внешние части направляющей лопатки сопла



Рисунок 4.61: Внутренняя часть системы направляющих лопаток сопла

Глава 5

Заключение

Основной целью данной диссертации было создание небольшого турбореактивного двигателя, в котором сначала было проведено исследование компонентов турбореактивного двигателя и рабочего цикла. Изучение реактивного двигателя уже стало вызовом, поскольку обширная информация, доступная по этой теме, затрудняет выбор наиболее важных концепций, которые необходимо знать перед разработкой турбореактивного двигателя.

Эта диссертация предоставила автору возможность узнать часть науки, стоящей за этим двигателем, а также практические знания о том, как построить турбореактивный двигатель, что не изучается каждый день и, безусловно, невозможно узнать в классе. Эта диссертация достигла одной из двух поставленных целей. Дизайн был завершен, в котором дано объяснение, чтобы в будущем можно было реализовать работу, основанную на предпринятых шагах. К сожалению, строительство этого двигателя не было осуществлено из-за отсутствия средств для продолжения адекватного производства.

5.1 Недостатки

Дизайн этого проекта в основном основывался на книге Томаса Кампса [29], и автор благодарен за ее существование. Информацию о том, как построить турбореактивный двигатель, особенно с радиальным компрессором/турбиной, было невозможно найти, кроме как в книгах Курта Шреклинга и других, упомянутых ранее. Хотя их двигатели не использовали радиальную турбину, а осевую. Эти две книги содержат подробности о процессе производства турбореактивного двигателя, с четко описанными всеми процедурами. Поскольку этот двигатель основан на эмпирических данных, размеры не являются окончательными, и нельзя гарантировать, что двигатель имеет правильные размеры для данного компрессора. Только с опытом моделирования реактивных двигателей и их испытания можно было бы гарантировать, что размеры компонентов позволяют двигателю работать без проблем.

На протяжении экспериментальной фазы было столкнуто с множеством препятствий в попытке построить этот турбореактивный двигатель. Первым из них было увеличение толщины листа нержавеющей стали. Это оказало значительное влияние на производство деталей, так как усложнило ручную формовку деталей, что сделало невозможным их подгонку к соответствующим размерам спроектированных компонентов. В результате увеличения толщины листа нельзя было использовать ролик. Это было бы крайне полезно для более точного процесса прокатки деталей, а также для облегчения сварки, так как использование ролика привело бы к получению однородных, выровненных деталей.

Что касается процесса сварки, то самым критическим препятствием было то, что его не удалось выполнить должным образом, поскольку техника, упомянутая в главе 4.3, не позволяла установить детали так, как было задумано, что препятствовало достижению основной цели данной диссертации. Несмотря на технику, размеры деталей требовали исключительной точности в производстве, что для новичка в экспериментальных задачах было действительно сложно выполнить.

5.2 Будущие работы и рекомендации

Дальнейшие работы, основанные на этой диссертации, могут быть разработаны благодаря широкому спектру тем, связанных с турбореактивным двигателем. Поскольку производство этого двигателя не было завершено, первой возможной работой могло бы стать завершение этого проекта, и, если возможно, следует создать стереолитографический файл кожуха компрессора для точного дизайна, учитывающего кривизну компрессора, что является важным фактором для эффективного впуска воздуха, а следовательно, и для сжатия и функционирования двигателя.

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

Будущие работы, следующие за этой диссертацией, могут быть:

- Завершить разработку этого двигателя с использованием соответствующих технологий.
- Изучение и изготовление осевой турбины, соответствующей компрессору.
- Реализуйте исследование численной гидродинамики воздушного потока реактивного двигателя и проверьте, какие улучшения можно внести в спроектированные компоненты.
- Разработайте испытательный стенд.

Библиография

[1] Туркай Мехмет, Гурген Селим, Кескин Гексл, Дурмуш Сейхун, Кушан Мелих Джемал. Исследование применения мини-турбореактивных двигателей и турбореактивных двигателей военных БПЛА. В: 21s издание Международной конференции AFASES; май 2019; Басов, Румыния. с. v, vii, 1

[2] "История полетов" [Онлайн]. Доступно по адресу: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/UEET/StudentSite/historyofflight.html>

(доступ к т 2019-03). 1

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

[4] "Герон Александрийский изобрел паровой двигатель" [Онлайн]. Доступно по адресу: <https://www.greekboston.com/culture/inventions/steam-engine/> (доступ к 2019-03).

[5] "Эолипиль" [Онлайн]. Доступно по адресу: <https://en.wikipedia.org/wiki/Aeolipile> (доступно к 2019-03). xi, 3

[6] Хюнеке Клаус, *Реактивные двигатели: основы теории, дизайна 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" [Онлайн]. Доступно по адресу: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/newton.html> (доступно к 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" [Онлайн]. Доступно по адресу: https://en.wikipedia.org/wiki/Kurt_Schreckling (доступно к 2019-03). 4

[10] Шреклинг Курт, *Газовые турбины для моделей самолетов*, 5-е издание, Traplet Publications, 2003. 4, 30

[11] Эль-Сайед Ахмед Ф., *Основы авиационной и ракетной тяги*, Springer, стр. 531-588, 2016. xi, 6, 15, 16, 17, 18

[12] Чен Мин, Чжан Кун, Тан Хай-Лонг, Вероятностная методология проектирования для анализа общей производительности турбовального двигателя, *Достижения в механической инженерии*, 2014;1(12), doi: 10.1155/2014/976853, май 2014. xi, 6

[13] К. Уэстон Кеннет, *Преобразование энергии*, Электронное издание, 2000. 8

[14] Ченгель Юнус А., Болес, Майкл А., *Термодинамика, инженерный подход*, 8-е издание, Издательство McGraw-Hill, 2015. xi, 9, 10, 11

[15] "Идеальный цикл Брейтона" [Онлайн]. Доступно по адресу: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html>. (доступно к 2019-03). 10

- [16] “Цикл Брейтона” [Онлайн]. Доступно по адресу: https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node_e28.htm (доступно по адресу 2019-03). xi, 11, 12
- [17] С. Oates Gordon, *Аэротермодинамика газовых турбин и ракетного двигателестроения*, 3-е издание, Американский институт аэронавтики и астронавтики, Inc., Сизтл, Вашингтон, 1998. 12, 14, 15, 20, 21, 23
- [18] Фальстром Симон, Пихл-Рус Рикард, *Дизайн и строительство простого турбореактивного двигателя* [магистерская диссертация], Уппсальский университет, 2016.
- [19] “Производительность входа”. Доступно по адресу: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/inleth.html>. (доступно по адресу 2019-04). 13
- [20] “Термодинамика компрессора” [Онлайн]. Доступно по адресу: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/compth.html>. (доступно по адресу 2019-04). 13
- [21] “Термодинамика горелки” [Онлайн]. Доступно по адресу: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/burnth.html>. (доступно с 2019-04). 13, 14
- [22] “Расход массы топлива” [Онлайн]. Доступно по адресу: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/fuelth.html>. (доступно с 2019-04). 14
- [23] “Термодинамика турбины” [Онлайн]. Доступно по адресу: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/powtrbth.html>. (доступно с 2019-04). 14
- [24] “Производительность сопла” [Онлайн]. Доступно по адресу: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/nozzleth.html>. (доступно с 2019-04). 15
- [25] “Число Маха” [Онлайн]. Доступно по адресу: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/mach.html>. (доступно с 2019-04). 18
- [26] “Входы” [Онлайн]. Доступно по адресу: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/inlet.html>. (доступно с 2019-04). xi, 19
- [27] Бойс Мехерван П., *Справочник по газовым турбинам*, 2-е издание, Gulf Professional Publishing, 2002. xi, xv, 20, 21, 28, 29
- [28] “Осиный компрессор” [Онлайн]. Доступно по адресу: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/caxial.html>. (доступно с 2019-04). 21
- [29] Кампс Томас, *Модельные реактивные двигатели*, 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] Линь Цзяньгуй, Балинт Даниэль, Петржик Мацей, редакторы, *Эволюция микроструктуры в процессах формования металлов*, WoodheadPublishing, 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*, 3rd издание, 2016. 29

[32] "История турбокомпрессора, работающего на отработанных газах" [Онлайн] .
Доступно по адресу: <https://en.turbolader.net/Technology/History.aspx>. (доступ по 2019-05).
xi, 31, 32

[33] Лорен Цзэй, *Дизайн и производительность газотурбинного двигателя от автомобильного турбонаддува* [BEng], Массачусетский технологический институт, май-2004 . 32, 33

[34] "Turbo Tech 103 | Эксперт: Картирование компрессора" [Онлайн] . Доступно по адресу: https://www.garrettmotion.com/wp-content/uploads/2019/10/GAM_Turbo-Tech-103_Expert-1.pdf. (доступ по 2019-05). xi, 33

[35] "Turbo Tech 103 | Эксперт: Картирование компрессора" [Онлайн] . Доступно по адресу: <https://www.marineinsight.com/main-engine/what-is-turbocharger-surfing/>.
(доступно по адресу 2019-05). xi, 32

[36] "Технические характеристики турбокомпрессора" [Онлайн] . Доступно по адресу: <https://www.ecotrons.com/files/ECOTRONS%20Turbo%20VZ21%20technical%20spec.pdf>. (доступно по адресу 2019-05). xi, xv, 33, 34, 35, 87

[37] Алонсо Даниэль, Крокер Алекс, Джеймс Эрик, Джон Кингстон III, *Дизайн и производство миниатюрного турбореактивного двигателя* [BSc], Институт политехники Вустера, 2018-03 . 35

[38] "От конструкции турбореактивного двигателя до полета - всего один шаг"
[Онлайн] . Доступно по адресу: <https://www.youtube.com/watch?v=dYFYZ-g7fzA>. (доступно по адресу 2019-06). 39, 51, 57

[39] "Подшипники с глубокими канавками SKF 618/5" [Онлайн] . Доступно по адресу: <https://www.skf.com/pt/products/bearings-units-housings/ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/index.html?designation=618/5>.

(доступно по адресу 2019-10). 39, 53

[40] *Подшипники качения для промышленного оборудования*, NSKMotion & Control, 2016 39

[41] "Нержавеющие стали - Спецификации, классы и свойства" [Онлайн] . Доступно по адресу: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=2874> . (доступно по адресу 2020-01). 54

[42] "Алюминий и алюминиевые сплавы - Характерные преимущества и полезные свойства алюминиевых экструзий" [Онлайн] . Доступно по адресу: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=4192> . (доступно по адресу 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

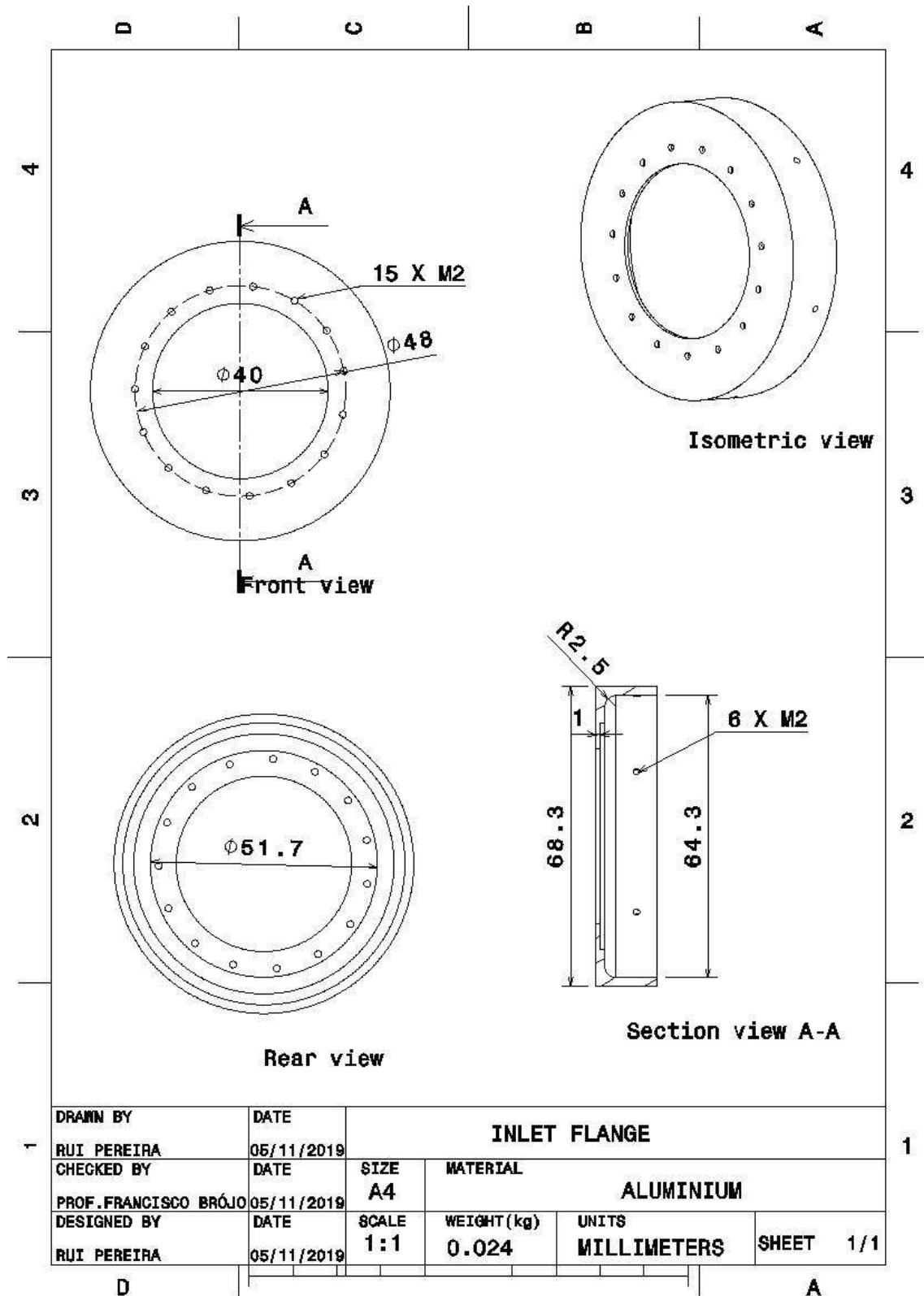


Рисунок В.1: входной фланец

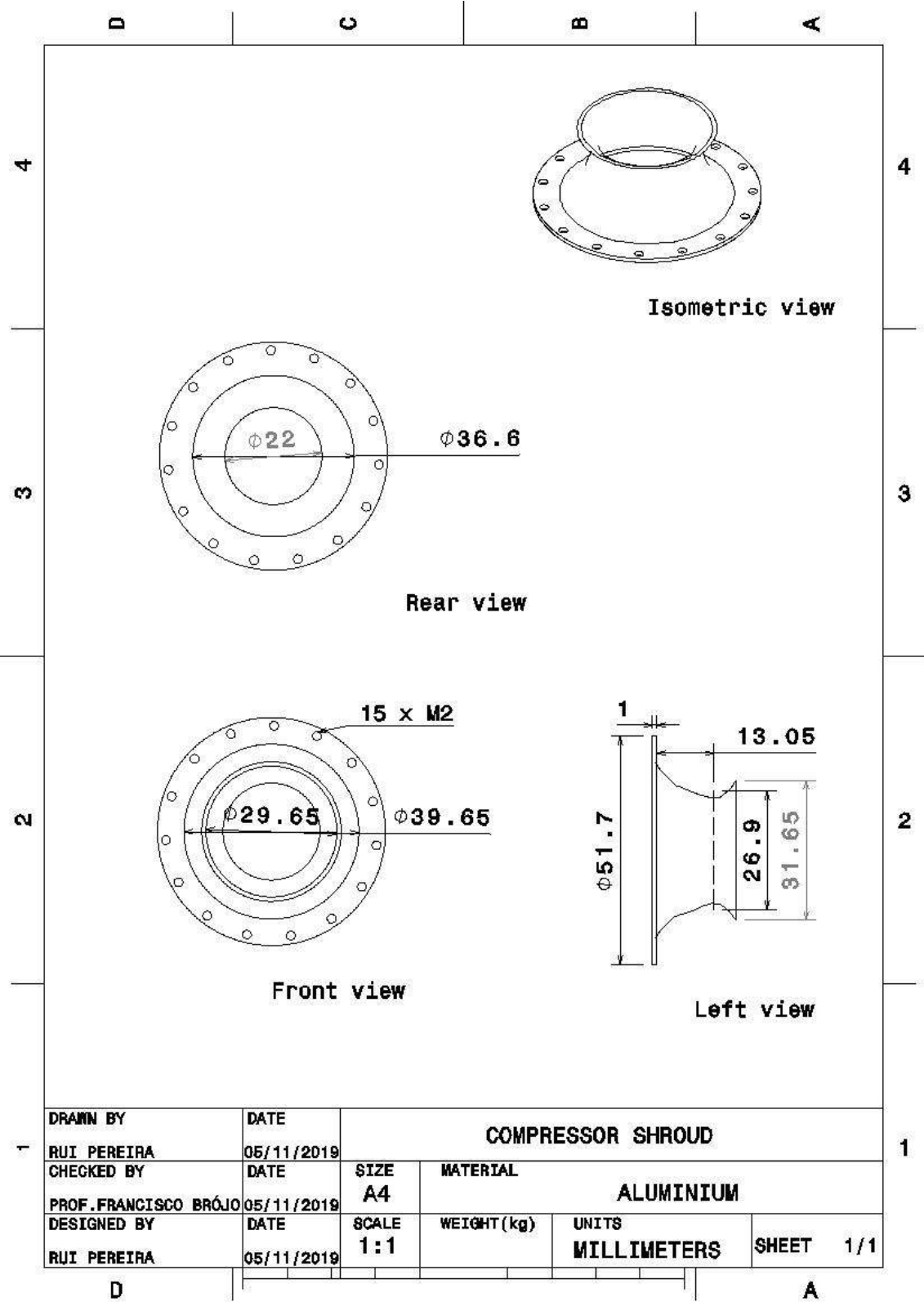


Рисунок В.2: Кожух компрессора

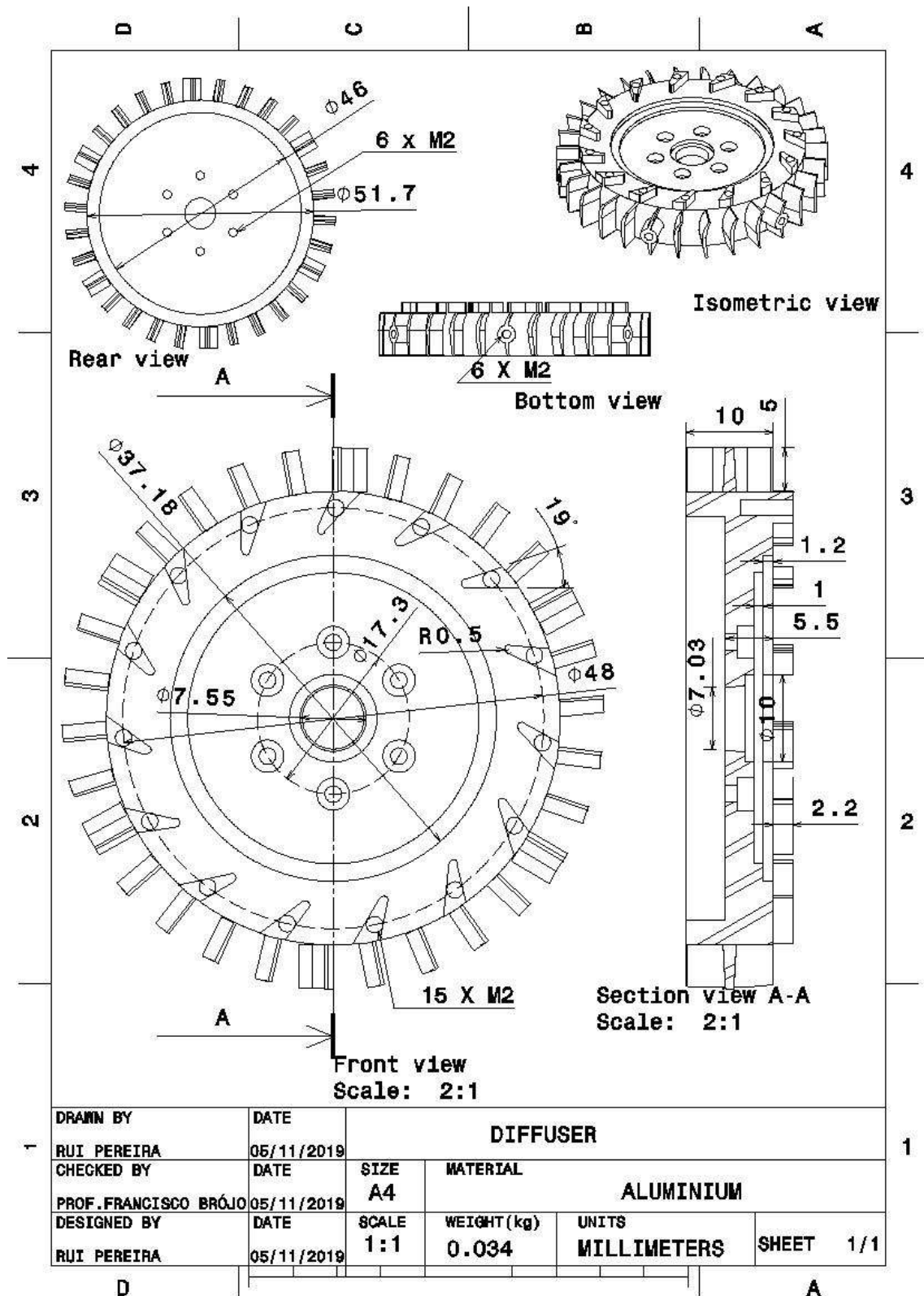


Рисунок В.3: Диффузор

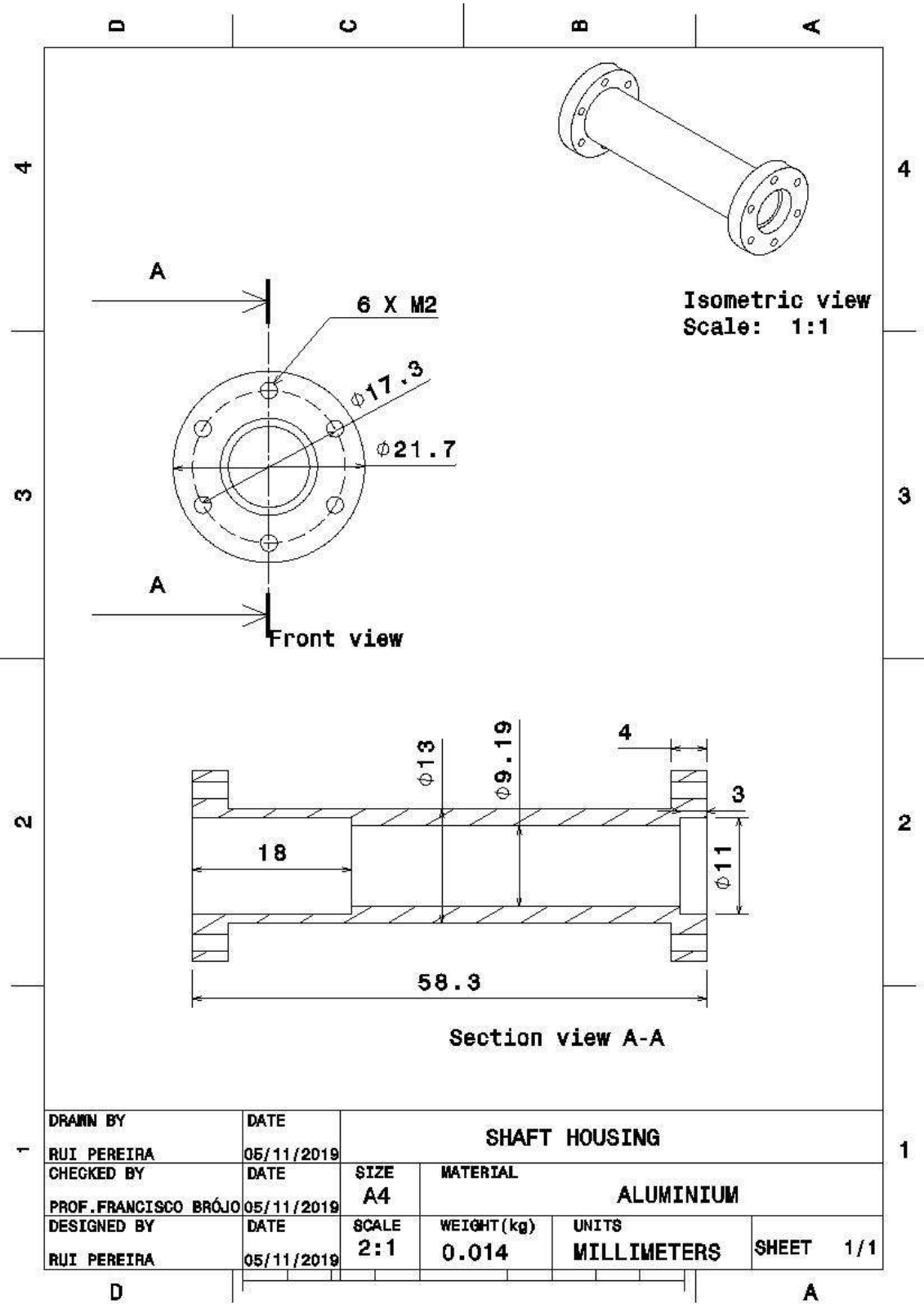


Рисунок В.4: Корпус вала

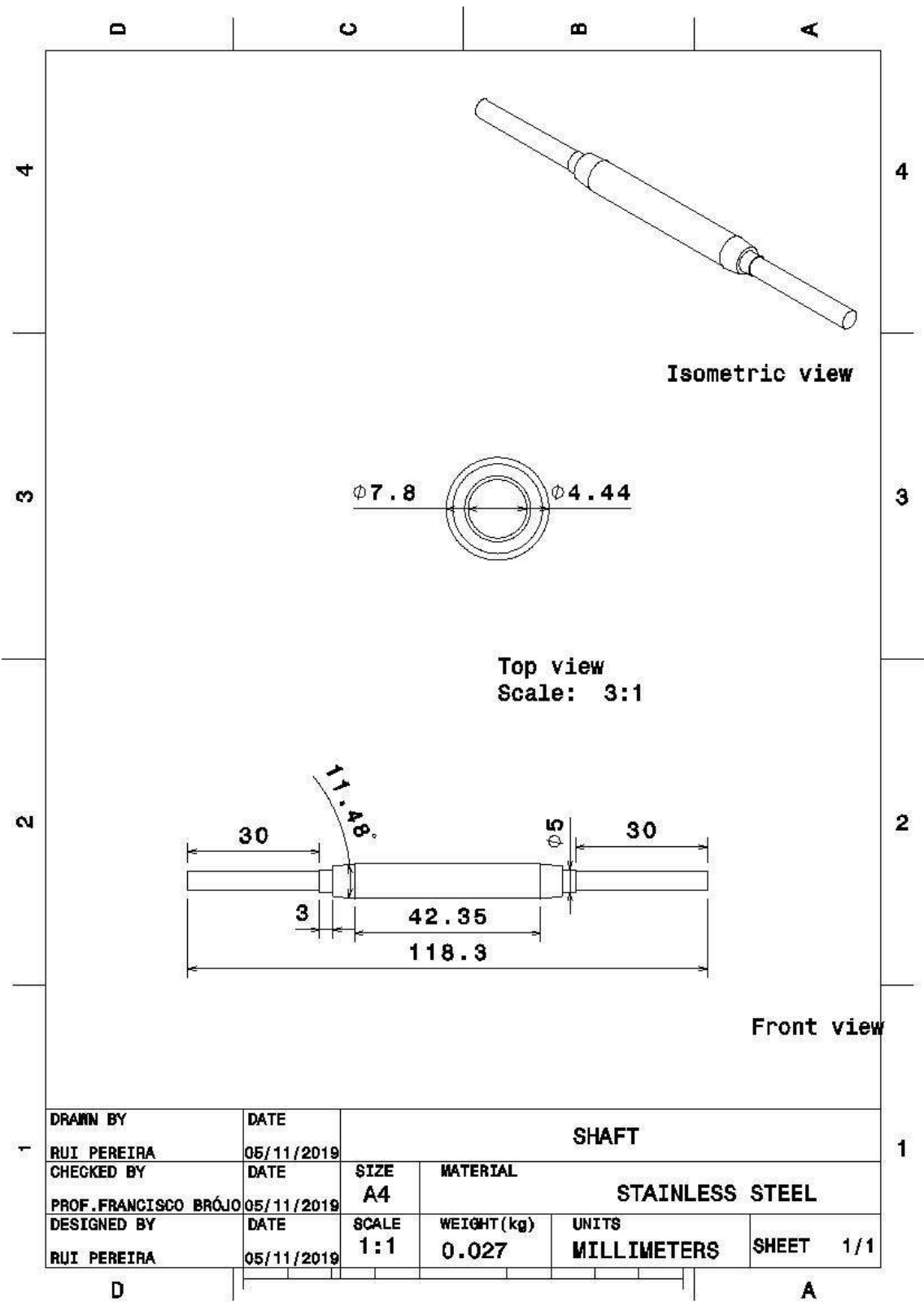


Рисунок В.5: Вал

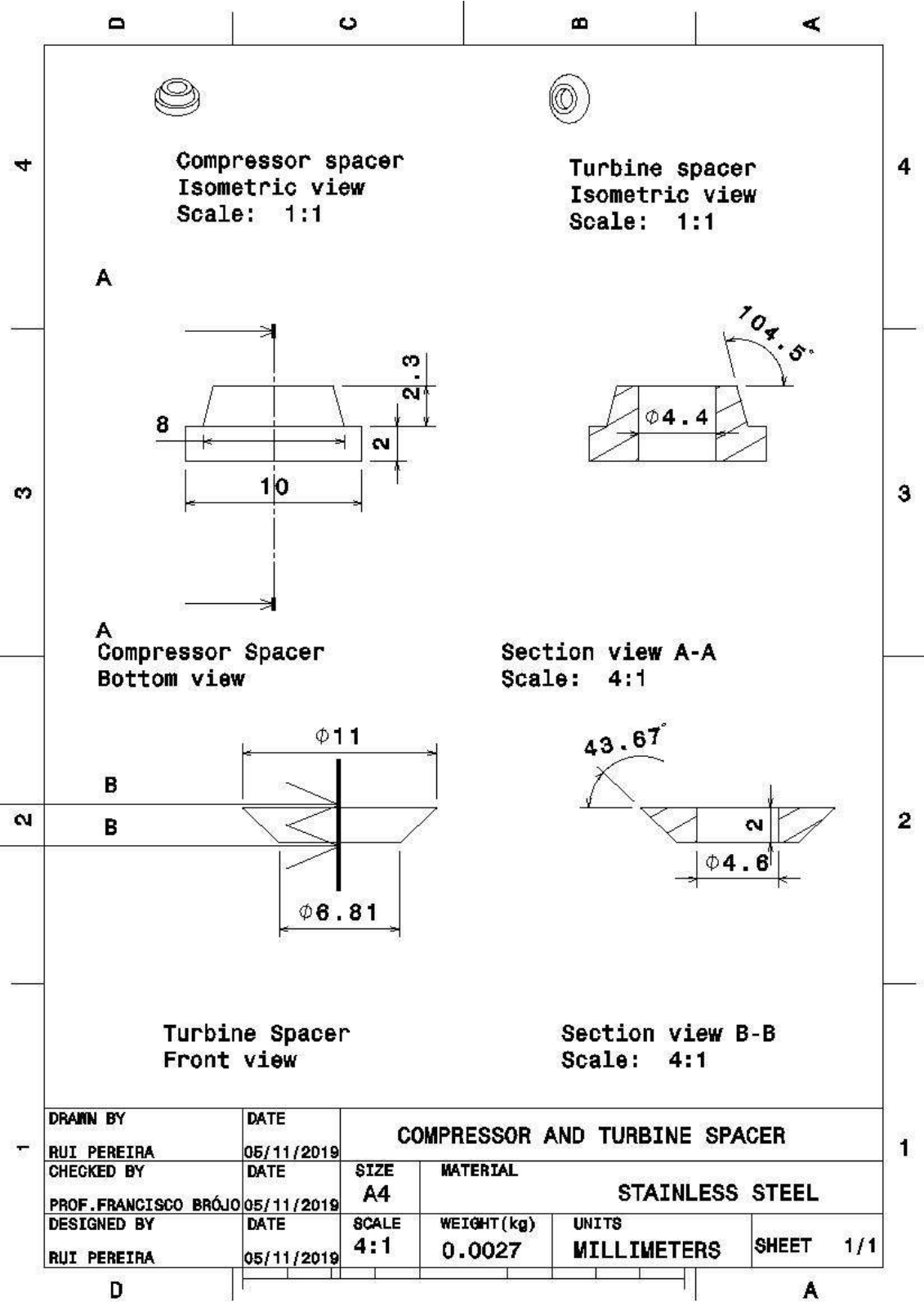


Рисунок В.6: Прокладки

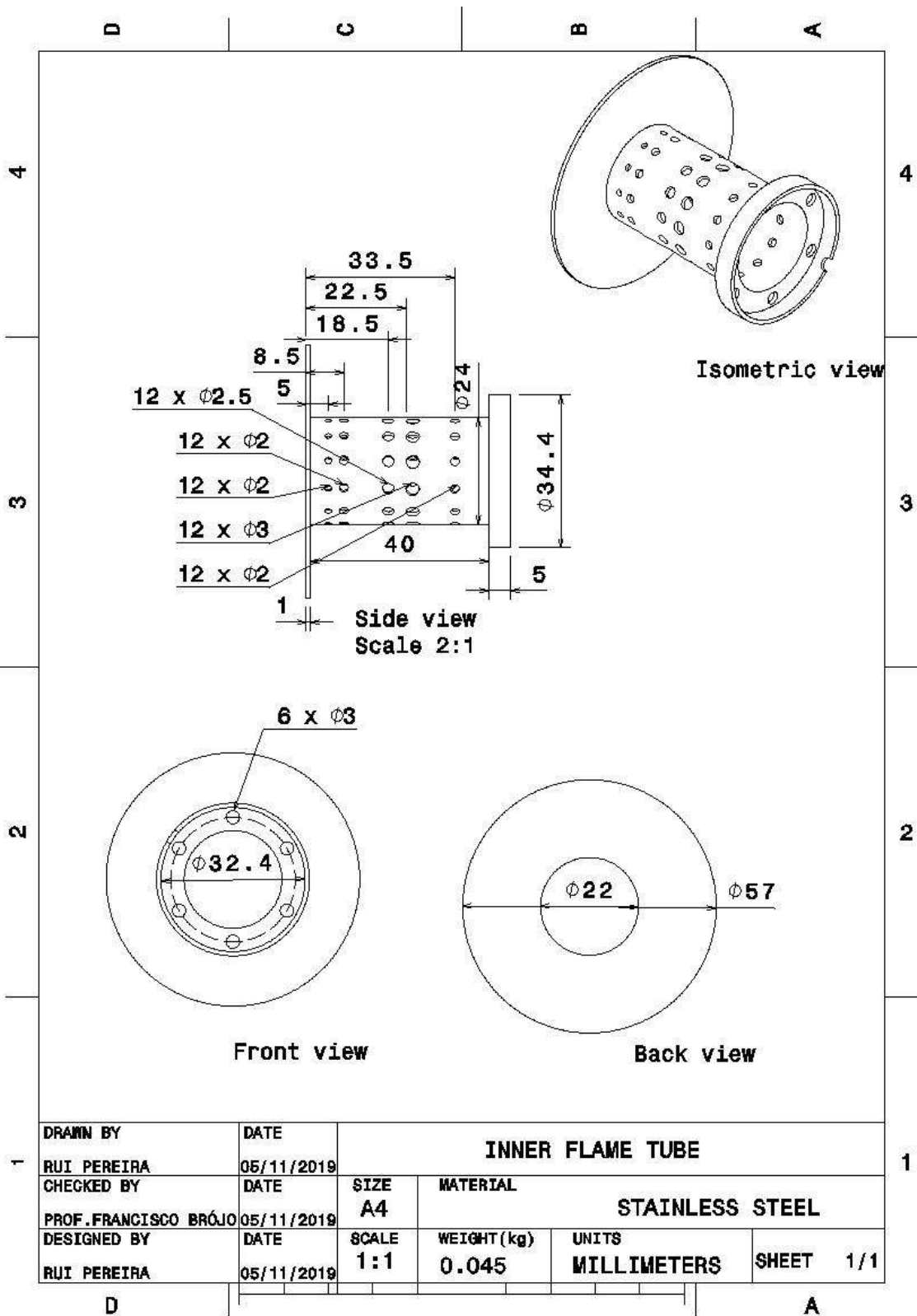


Рисунок В.7: Внутренняя горелка с опорой топливного кольца

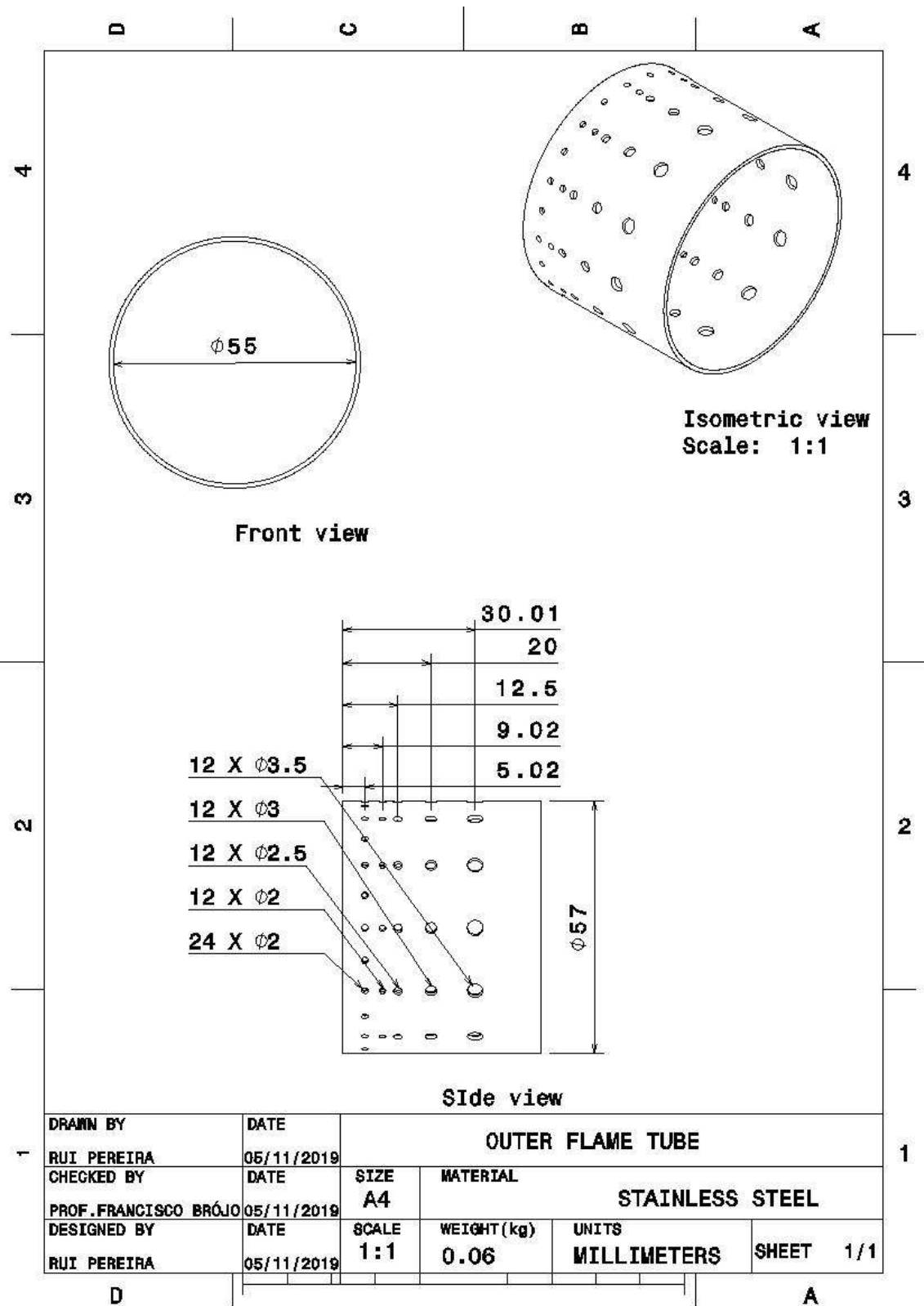


Рисунок В.8: Внешняя горелка

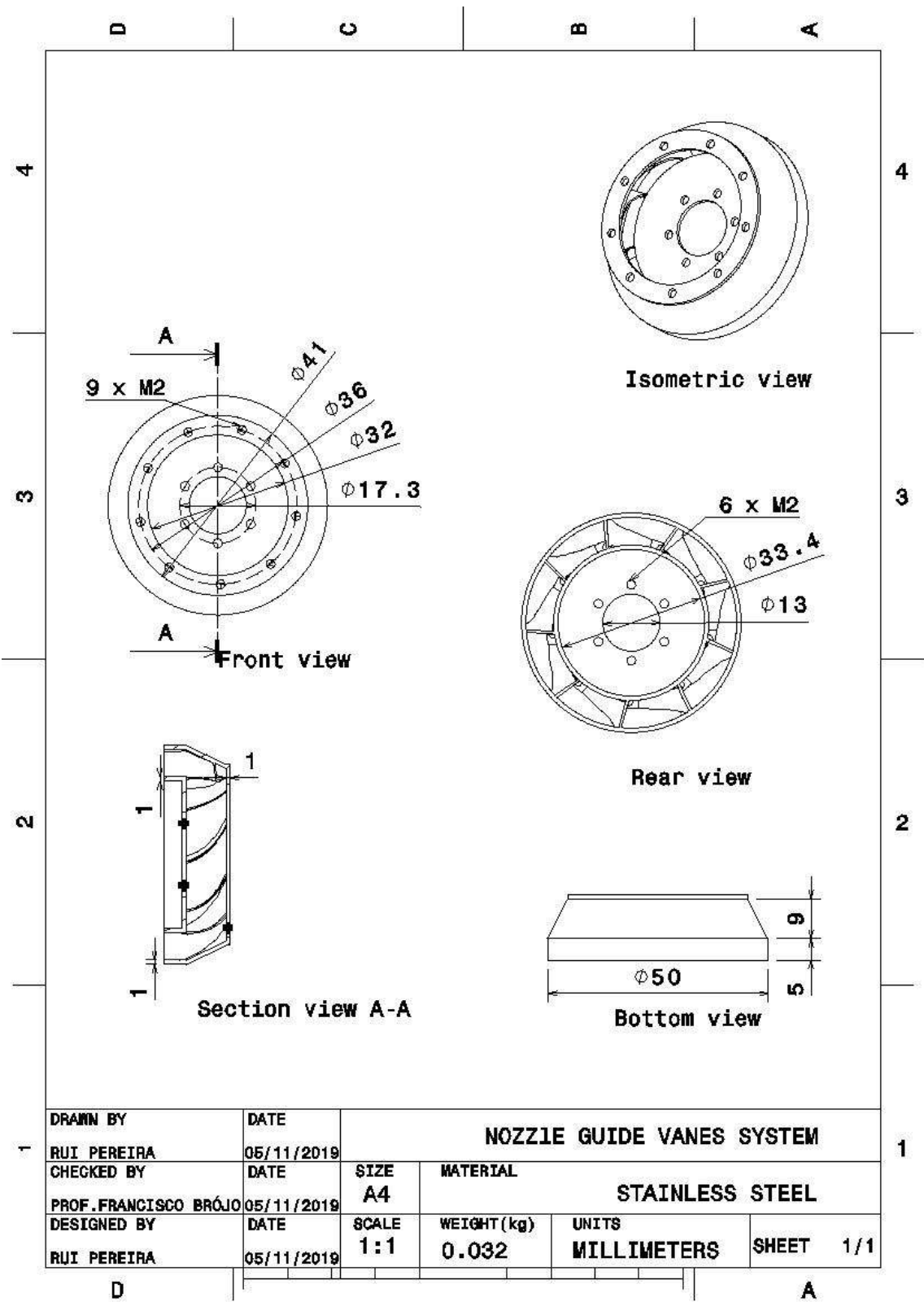


Рисунок В.9: Система направляющих лопаток с
опла

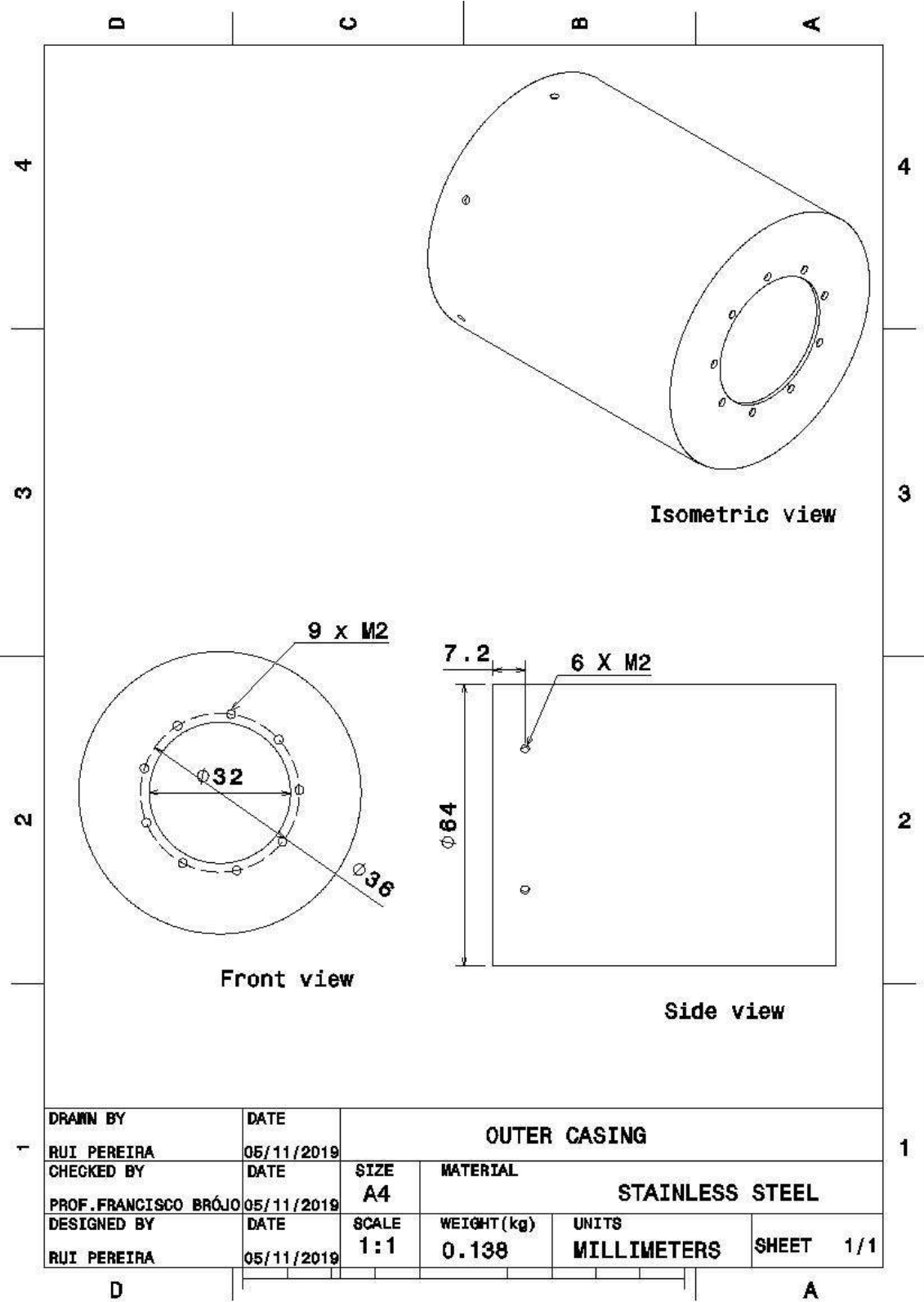


Рисунок В.10: Внешний корпус

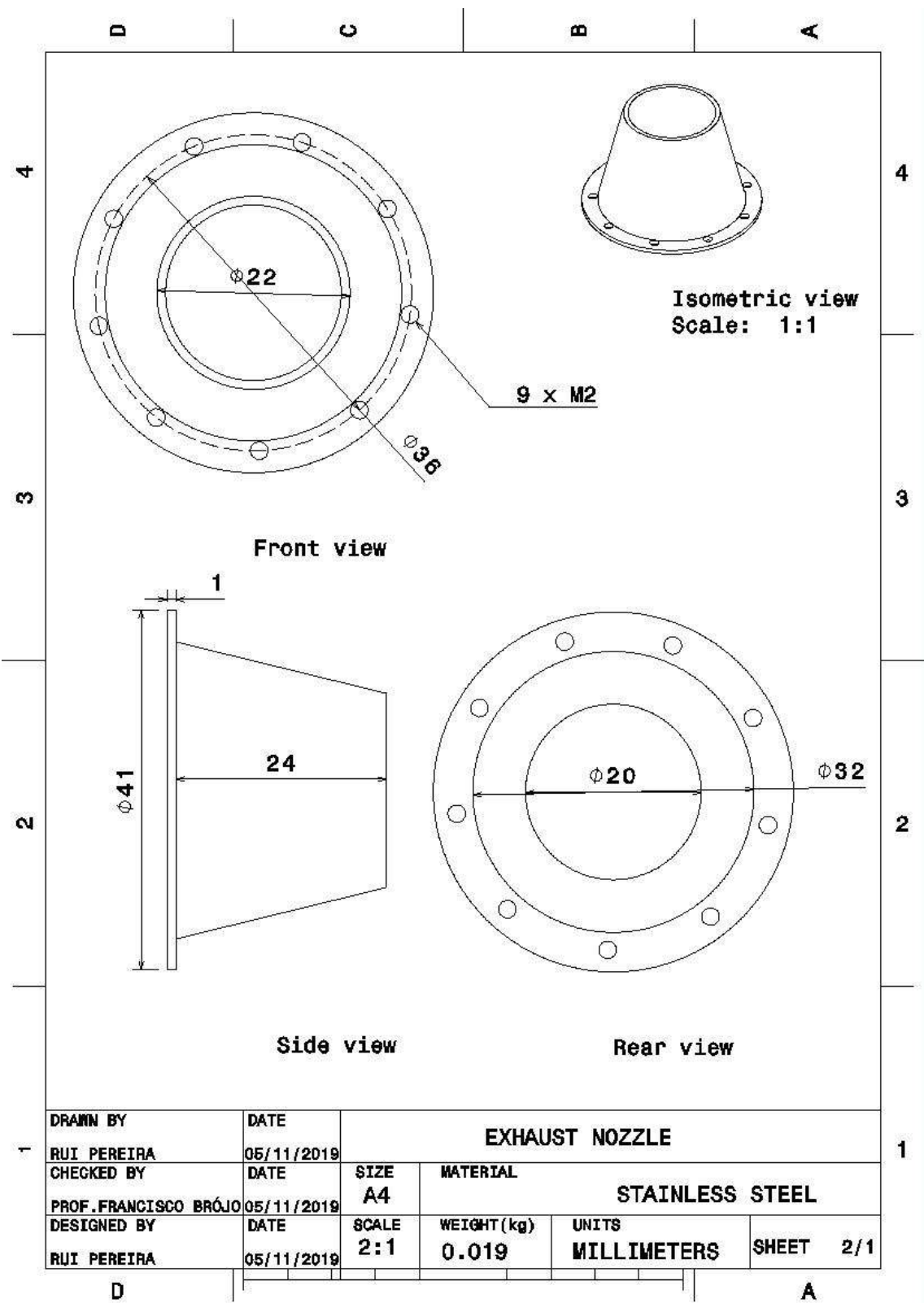


Рисунок В.11: Выпускное сопло

Приложение С - 2D, 3D виды турбореактивного двигателя

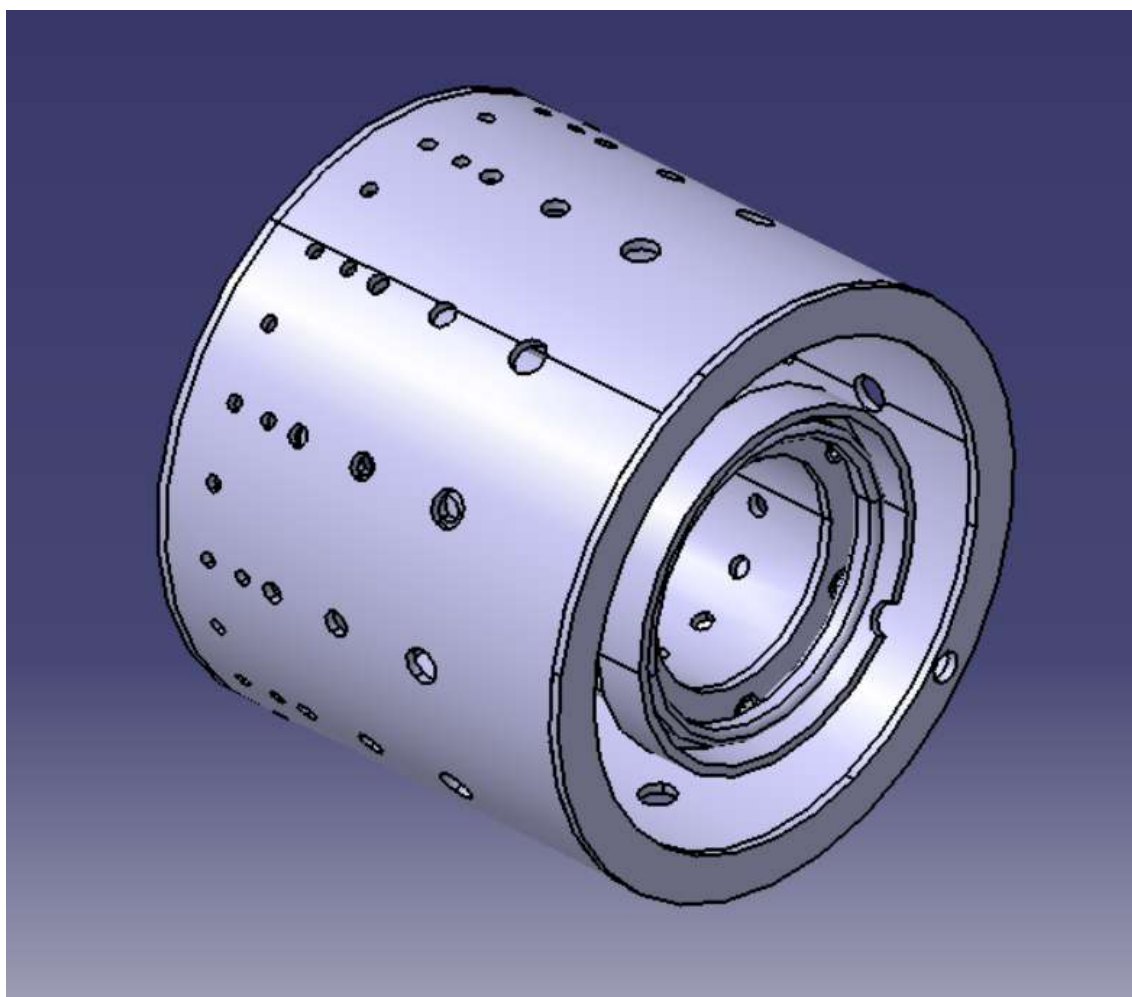


Рисунок С.1: «Камера сгорания»

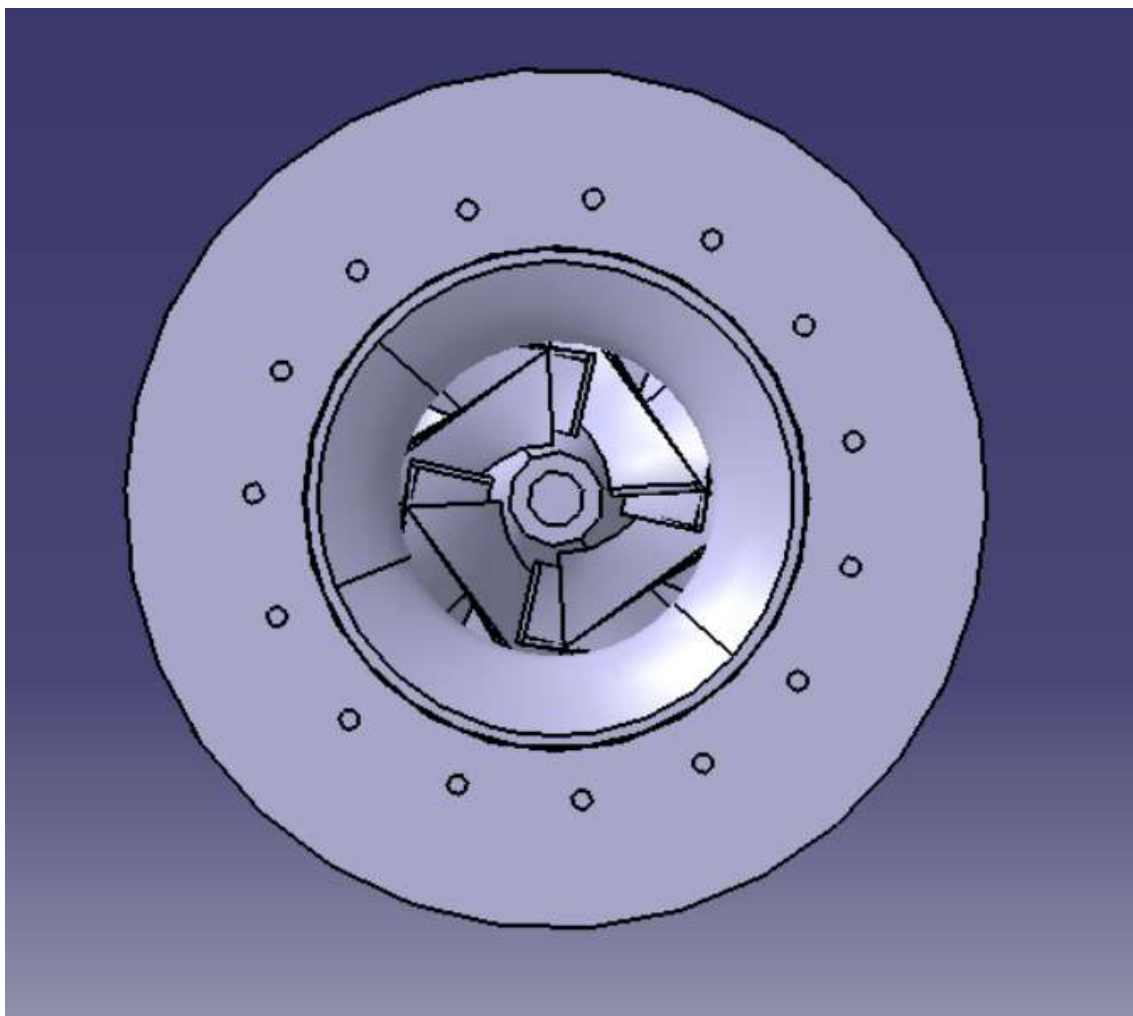


Рисунок С.2: «Вид спереди турбореактивного двигателя»

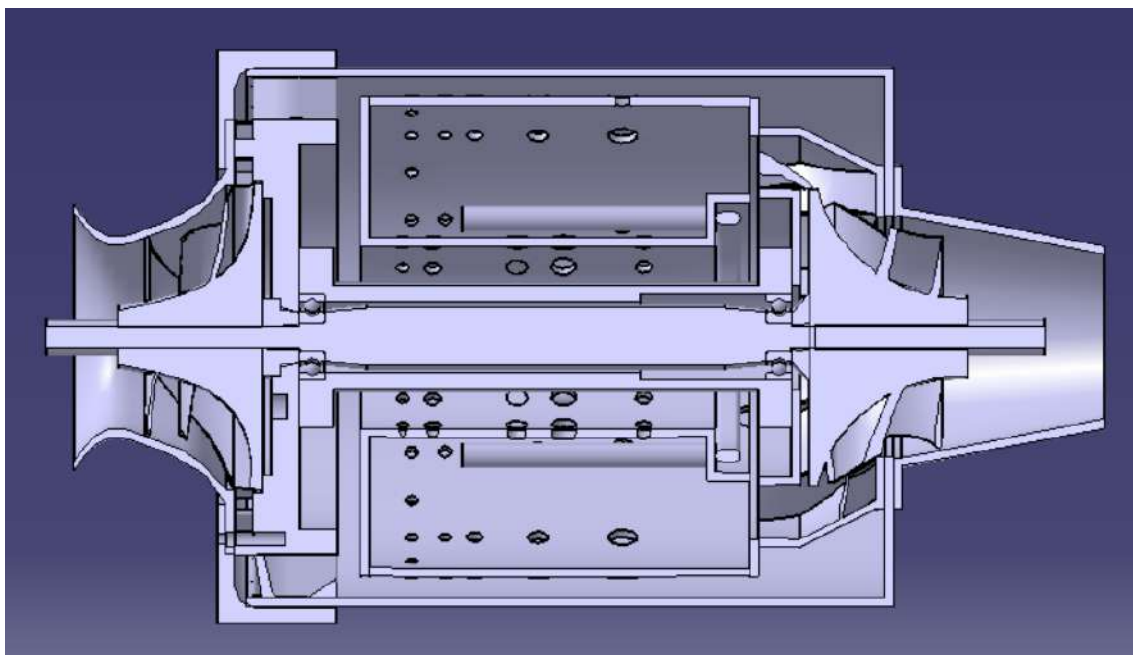


Рисунок С.3: «Вид в середине турбореактивного двигателя»

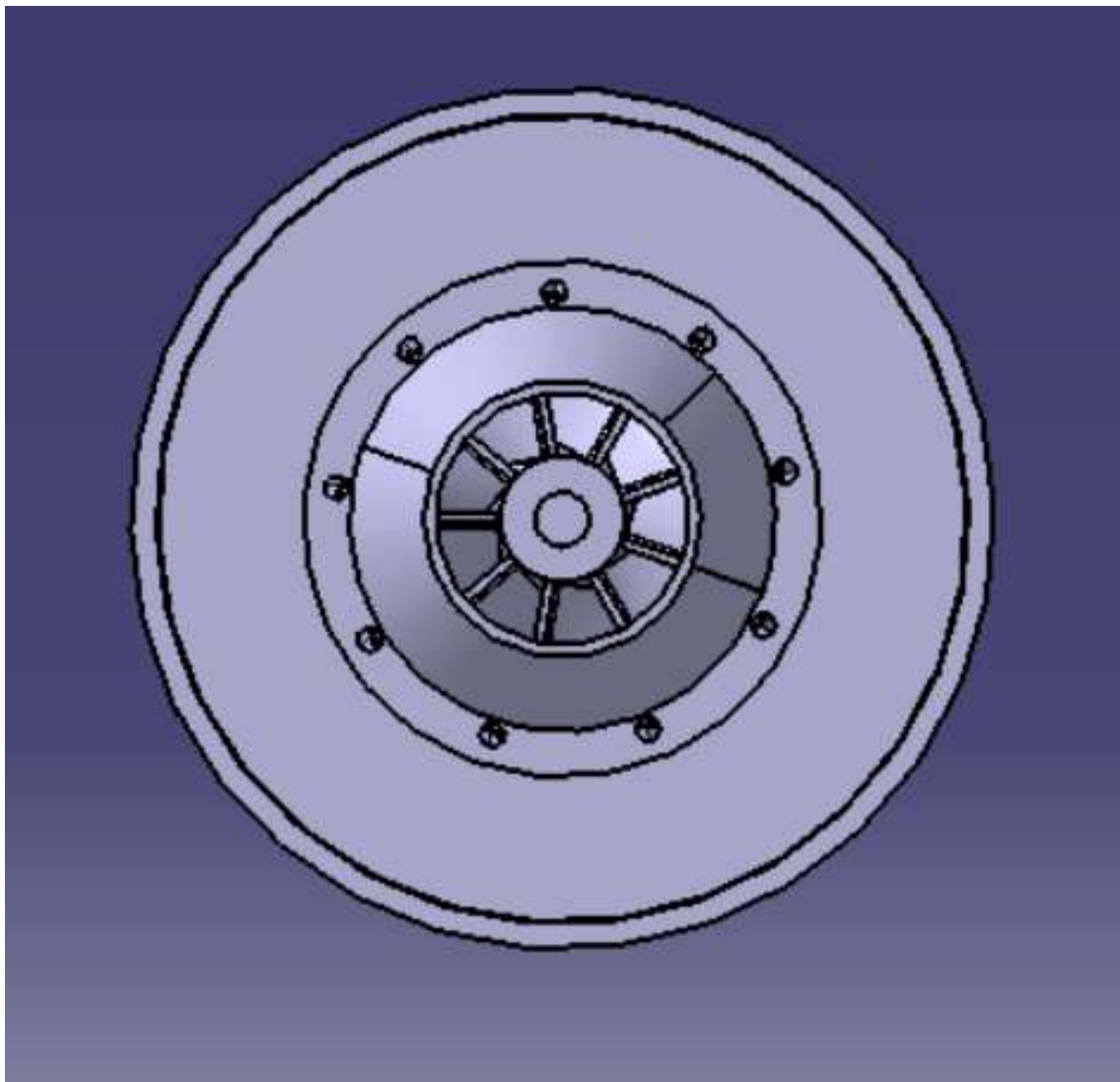


Рисунок С.4: «Вид сзади турбореактивного двигателя»

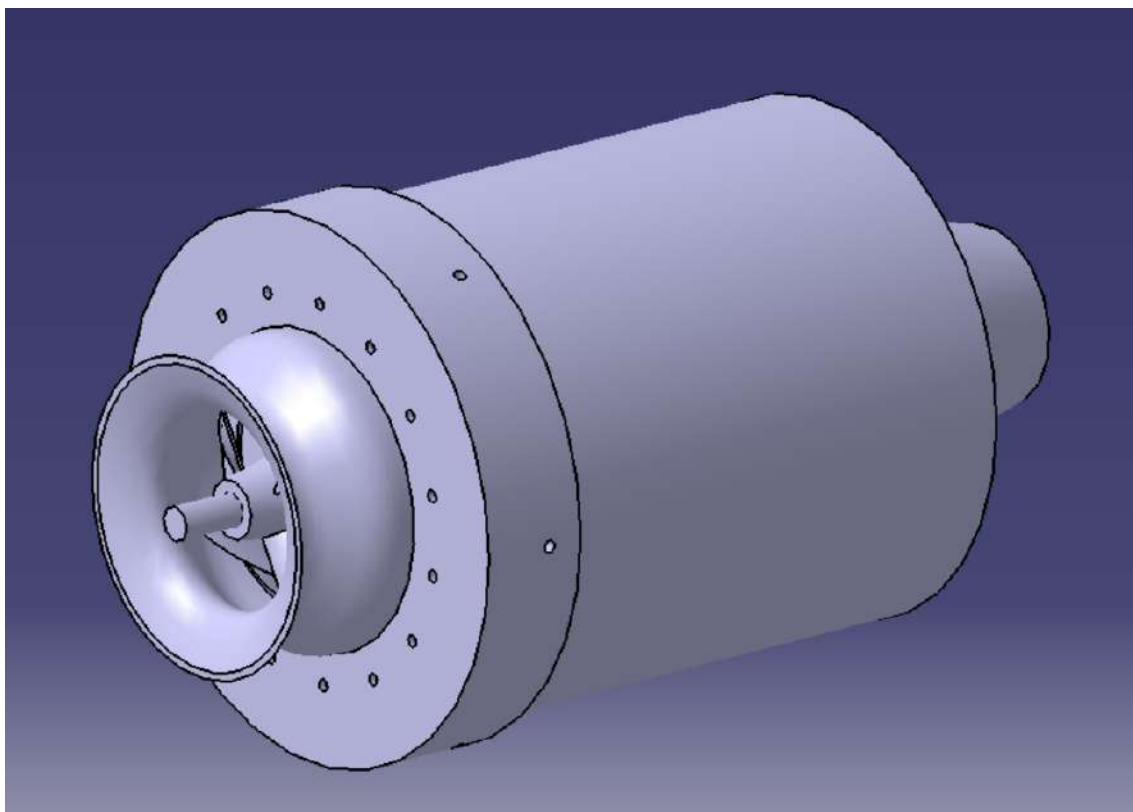


Рисунок С.5: «Изометрический 3D вид 1 турбореактивного двигателя»

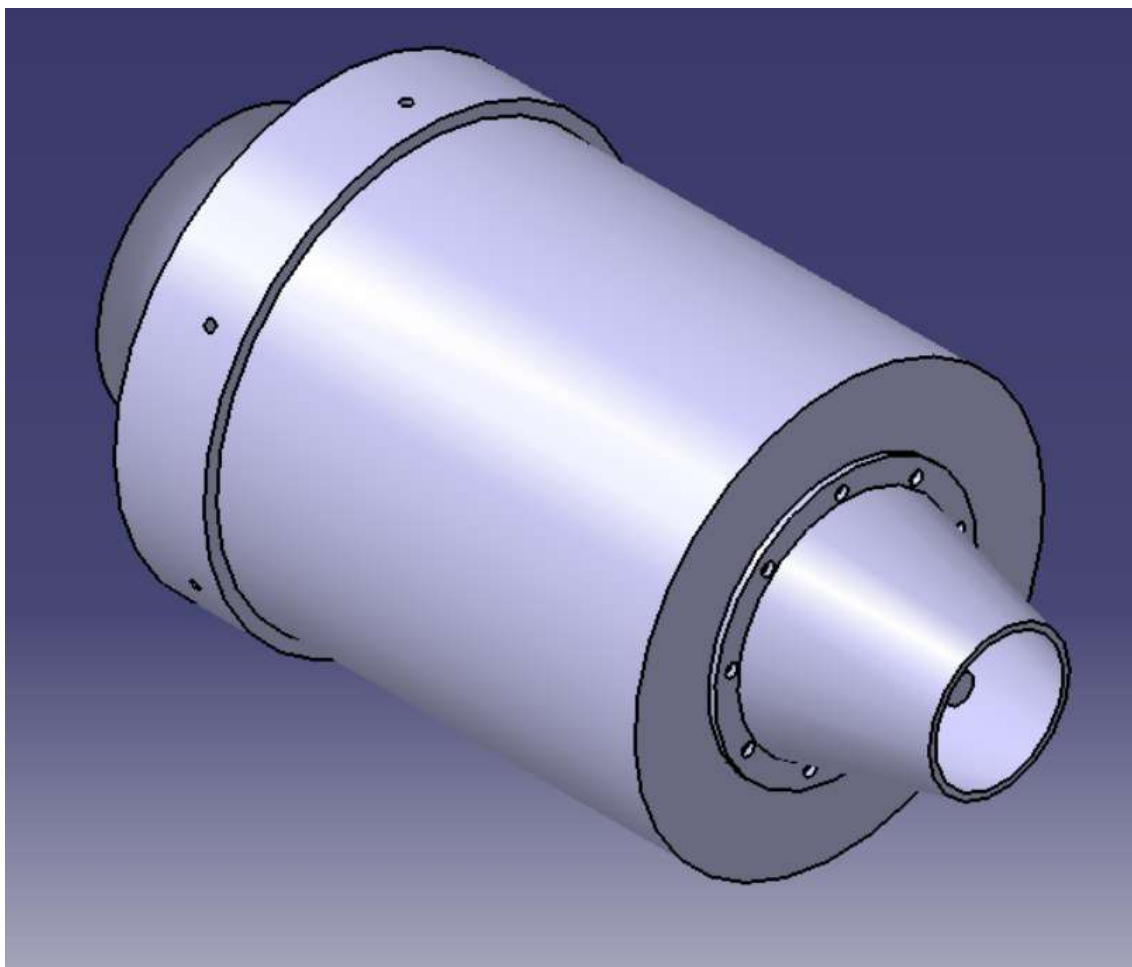


Рисунок С.6: "Изометрический 3D вид турбореактивного двигателя 2"

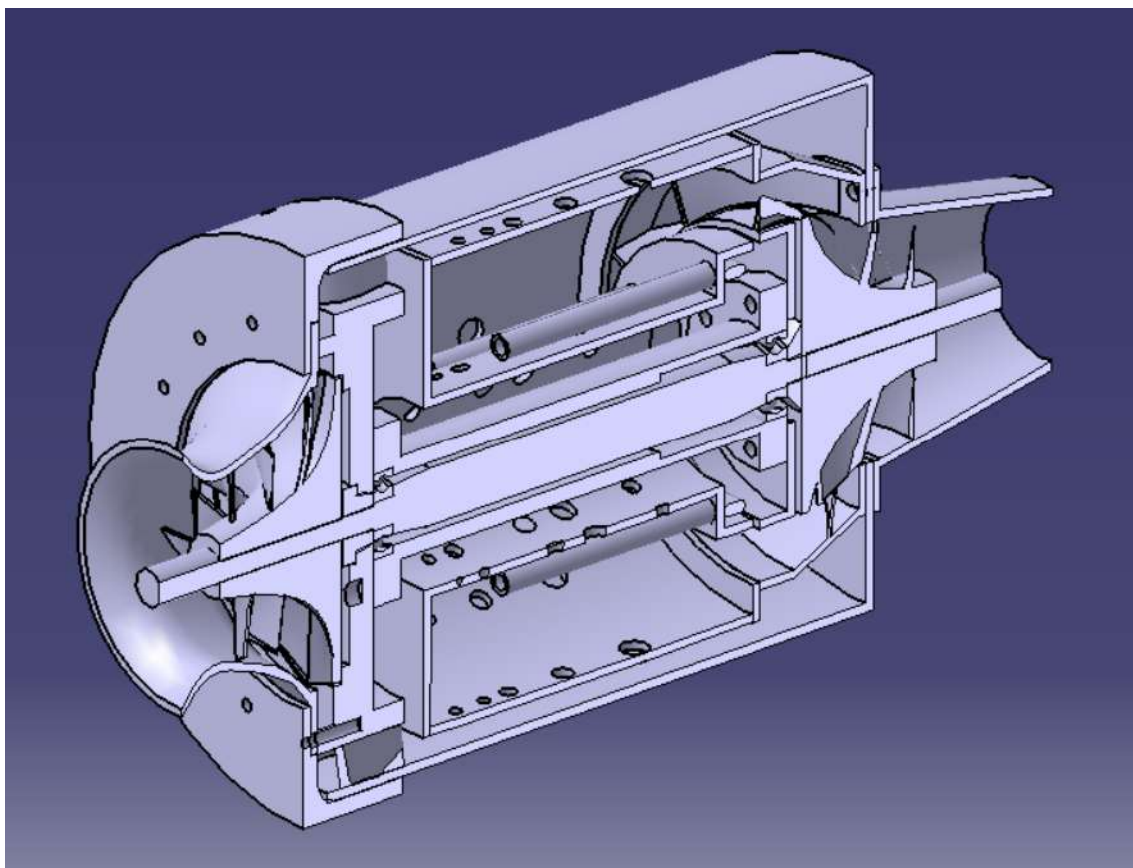


Рисунок С.7: «Изометрический 3D вид средней части турбореактивного двигателя»

Приложение D - Фактический цикл турбореактивного двигателя

Таблица 2 : Технические характеристики турбо VZ21 [36]

	Type	RHF3	RHF4	RHF5	RHF55	RHF6	RHE61	RHE62	RHE7	RHE8	
Item	Air Flow Rate (at: $\pi=2.0$)	m ³ /min ft ³ /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	X10 ³ rpm	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)

Фактический анализ цикла выполняется с учетом того, что компрессор вращается со скоростью 200000 r об/мин. Из таблицы 2 было получено отношение компрессора π_c равное 2.2 с расходом воздуха \dot{m}_a равным 0.1047 kg/s.

Предполагаемые
параметры:

M_0	0.05	V_r	17.
35944	m/s	R	0.
287	kJ/kgK	P_r	101.
325	kPa	T_r	300 K
γ^c	1.4	γ^t	1.333
c_{pc}	1.005	kJ/kgK	
c_{pt}	1.148	kJ/kgK	
T_{04}	873.15	K	
FHV	46300	kJ/kg	[29]
η^i	0.7	η^c	0.7
π_c	2.2	λ	0.8
η^b	0.9%	$\% \Delta P_c$	2
η^t	0.8	η^n	0.8

- Вход

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

- 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 сопла

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

$$P_{06}/P_c > P_{06}/P_a \text{ (Без сжатия)}$$

$$\begin{aligned} V_7 & 22.17492 \text{ m/s} \\ T_{07} & 577.1850 \text{ K} \end{aligned}$$

Параметры производительности реактивного двигателя

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

