



UNIVERSIDADE DA BEIRA
INTERIOR Engenharia

Design e Fabricação de um mini-turbojato

Rui Gonçalo Gonçalves Esteves Pereira

Dissertação para obtenção do Grau de
Mestre em **Engenharia Aeronáutica** (Ciclo
de estudos integrado) (Versão revista após
discussão)

Orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brojo

Covilhã, Fevereiro de 2020

Agradecimentos

Há muitas pessoas, sem cuja ajuda, esta dissertação não seria possível. Em primeiro lugar, meus maiores agradecimentos à minha família, que me apoiou durante todo o tempo nestes cinco anos. A ajuda e o incentivo deles, certamente, facilitaram a realização deste projeto.

Em segundo lugar, minha gratidão ao meu orientador, Professor Francisco Brójo, que esteve sempre disponível para ajudar e garantir que todo o projeto seguisse o caminho correto. Além disso, a paciência que o Professor demonstrou ao longo deste projeto, com vários desafios inesperados, foi imensamente apreciada, pois, sem ela, eu não conseguiria cumprir os objetivos pré-determinados para este projeto. Professor, meus mais sinceros agradecimentos por me permitir desenvolver tal projeto.

Gostaria também de agradecer ao Sr. Rui Paulo e ao Sr. João Correia pela ajuda prestada durante a fase experimental. Sem o apoio deles, este experimento seria certamente mais difícil.

Finalmente, sou grato por todo o apoio e momentos inesquecíveis na companhia dos meus amigos, especialmente, José e João, durante meus anos acadêmicos.

Resumo

O desenvolvimento e produção de pequenos motores a propulsão jato é relativamente recente, tendo em conta que este tipo de turbina a gás começou a ser estudado e desenvolvido muito antes. No entanto, com a evolução dos tempos, as turbinas a gás tornaram-se um desafio cada vez mais difícil de desenvolver e melhorar. Este tipo de motor requer um estudo intenso das várias áreas relacionadas com o seu funcionamento, exigindo cada vez mais conhecimentos e perícia, para que um pequeno detalhe seja melhorado. Apesar de o detalhe poder ser pequeno, o efeito no desempenho geral é considerável.

Até tempos recentes, estes pequenos motores foram desenvolvidos sem um papel significativo na indústria aeronáutica, sendo apenas utilizados para aeromodelos. Contudo, devido à evolução na ciência, estes motores começam a ser estudados e preparados para integrarem Veículos Aéreos Não Tripulados, UAV, como o seu sistema de propulsão [1].

Este projeto consiste no desenvolvimento de um turbojato, respeitando as dimensões de dois componentes previamente obtidos, o compressor e a turbina, do turbo modelo IHI RHB31 VZ21. Para compreender como se executa o design com o dimensionamento adequado, o estudo de todos os componentes presentes num turbojato foi prosseguido, em paralelo com as áreas fundamentais relativas ao funcionamento do turbojato, por exemplo, ciclos termodinâmicos. No final de um estudo geral do turbojato, o autor prosseguiu para a fase de design, na qual o processo de dimensionamento começa com base na informação contida nas várias fontes de informação, encontradas na bibliografia. O dimensionamento foi realizado pelo uso de um fator de escala. Este fator de escala foi obtido por uma razão de diâmetros de compressores. Sucintamente, no livro do Sr. Thomas Kamps, o autor aconselha o novato a dividir o tamanho do seu compressor pelo do compressor utilizado para o motor do Sr. Thomas Kamps. A razão de diâmetros, ou fator de escala, foi aplicada nos restantes componentes, produzidos pelo Sr. Thomas Kamps, permitindo chegar às medidas para esta turbina a gás, respeitando o recomendado. As dimensões da cobertura do compressor, flange de entrada, difusor, veio, túnel de acoplamento do veio, câmara de combustão, anel de distribuição do combustível, bocal anterior à turbina com pás guias para o escoamento, bocal dos gases de escape e, por último, o invólucro externo, foram obtidas. O próximo passo foi o processo de design dos componentes referidos, em relação aos designs observados na literatura estudada, utilizando o software de três dimensões CATIA V5R18. O design é um processo empírico, que se torna extremamente difícil de considerar um design como absoluto.

O processo de fabrico do turbojato foi realizado após a conclusão do processo de design. A ação seguinte foi obter os materiais necessários para a produção das peças, essencialmente alumínio e aço inoxidável. O alumínio utilizado foi alumínio fundido, sendo posteriormente maquinado para adquirir as formas exigidas pelo design estabelecido. A maioria dos componentes foi produzida com folhas de chapa de aço inoxidável, nas quais as peças foram cortadas de acordo com suas dimensões e forma, em geometria plana. O capítulo que descreve o processo de manufatura, assim como o processo de design, é explicado para permitir uma futura reprodução do trabalho completado ou adaptação para um conjunto compressor/turbina diferente.

Infelizmente, a fabricação do difusor e cobertura do compressor não foi possível, sendo que e

tinham dimensões extremamente pequenas para serem produzidas numa fresadora vertical de comando numérico de cinco eixos. Além disso, a soldadura aplicada nas peças produzidas não foi executada com a qualidade exigida, mesmo tendo-se aumentado a espessura das peças para facilitar o processo, como foi explicado no capítulo 4.3. Portanto, um dos objetivos não foi atingido devido aos meios insuficientes que impediram a fabricação das partes do motor a jato.

Palavras-chave

Modelo de Turbojato, Mini-turbojato, Ciclos termodinâmicos, Design, Dimensionamento, CATIA V5R18, Processo de manufatura.

Resumo

O desenvolvimento e a produção de pequenos motores com um sistema de propulsão a jato são relativamente recentes, considerando que este tipo de turbina a gás começou a ser estudado e desenvolvido muitos anos antes da primeira construção desses pequenos turbojatos. No entanto, com o passar do tempo, as turbinas a gás se tornaram um desafio maior, tornando-se cada vez mais difíceis de desenvolver e melhorar. A turbina a gás requer um estudo intenso das várias áreas relacionadas ao seu funcionamento, exigindo conhecimento e habilidade adicionais para melhorar um pequeno detalhe. Embora o detalhe possa ser pequeno, o efeito no desempenho geral seria considerável.

Até tempos recentes, esses pequenos motores foram desenvolvidos sem um papel significativo na indústria da aviação, sendo usados apenas para motores a jato em miniatura. No entanto, devido à evolução da ciência, esses motores estão sendo estudados e preparados para integrar Veículos Aéreos Não Tripulados, VANTs, como seu sistema de propulsão [1].

Esta dissertação consiste no desenvolvimento de um turbojato, em pequena escala, respeitando as dimensões dos dois componentes previamente obtidos, o compressor e a turbina, do modelo turbo IHI RHB31 VZ21. Para entender como executar um projeto com dimensões adequadas, foi realizado o estudo de cada componente presente em um turbojato, em paralelo com as áreas fundamentais, relacionadas ao funcionamento de um turbojato, como os ciclos termodinâmicos. Ao final de um estudo geral do turbojato, o autor procedeu à fase de projeto, na qual o processo de dimensionamento começa com base nas informações contidas nas várias fontes de informação, encontradas na bibliografia. O dimensionamento foi realizado através do uso de um fator de escala. Este fator de escala foi obtido pela razão dos diâmetros do compressor. Em resumo, no livro do Sr. Thomas Kamps, o autor aconselha o iniciante a dividir o diâmetro de seu compressor pelo compressor usado para o motor de Kamps. A razão dos diâmetros, ou o fator de escala, foi aplicada aos componentes restantes, produzidos pelo Sr. Thomas Kamps, a fim de obter as medidas para esta turbina a gás, respeitando as recomendações. As dimensões da carcaça do compressor, flange de entrada, difusor, eixo, carcaça do eixo, câmara de combustão, anel de distribuição de combustível, pás-guia do bocal, bocal de escape e, por último, carcaça externa foram obtidas. O próximo passo foi o processo de design dos referidos componentes, em relação aos designs observados, encontrados na literatura estudada, usando o software de design tridimensional CATIA V5R18. O design é um processo empírico, que se revela extremamente difícil de considerar um design como absoluto.

O processo de fabricação do turbojato foi executado, na época, o processo de design já havia sido concluído. A ação seguinte foi adquirir o material necessário para a produção das peças, essencialmente, alumínio e aço inoxidável. O alumínio utilizado foi alumínio fundido, sendo, então, trabalhado para adquirir a forma solicitada conforme o design estabelecido. A maioria dos componentes foi fabricada com chapas de aço inoxidável, nas quais as peças foram cortadas, de acordo com suas dimensões e forma, em geometria plana. O capítulo que descreve o processo de fabricação, assim como o processo de design, é explicado para permitir uma futura reprodução do trabalho concluído ou adaptação para um conjunto compressor/turbina diferente.

Infelizmente, a fabricação do difusor e da carcaça do compressor não foi possível, pois tinham dimensões extremamente pequenas para serem produzidas no centro de usinagem vertical de 5 eixos. Além disso, a soldagem aplicada às peças fabricadas não foi executada com a qual-

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato

idade necessária, mesmo tendo aumentado a espessura do material para facilitar o processo, conforme explicado no capítulo 4.3. Portanto, um dos principais objetivos não foi alcançado devido aos meios insuficientes que impossibilitaram a fabricação das peças do motor a jato.

Palavras-chave

Modelo de Motor a Jato, Mini-Turbojato, Ciclos termodinâmicos, Design, Dimensionamento, CATIA V5R18, Processo de Fabricação.

Conteúdo

1	Motivação e Objetivos	1
1.1	Motivação.	1
1.2	Objetivos.	2
1.3	Estrutura do Documento.	2
2	Revisão Bibliográfica	3
2.1	Revisão Histórica das Turbinas a Gás.	3
2.1.1	Tipos de Turbinas a Gás.	4
2.2	Revisão do Ciclo.	7
2.2.1	Ciclo de Trabalho.	7
2.2.2	Ciclo Termodinâmico.	8
2.2.2.1	Noções Teóricas.	8
2.2.2.2	Ciclo de Brayton.	10
2.2.2.3	Análise do Comportamento do Ciclo.	12
2.3	Componentes.	18
2.3.1	Bocal de Entrada.	18
2.3.2	Compressor.	19
2.3.2.1	Centrífugo.	19
2.3.2.2	Axial.	21
2.3.3	Difusor.	22
2.3.4	Câmara de Combustão.	23
2.3.5	Turbina.	26
2.3.5.1	Axial.	26
2.3.5.2	Radial.	28
2.3.6	Bocal de Escape.	29
2.3.7	Sistema de Combustível.	30
2.3.7.1	Combustíveis.	30
2.3.7.2	Modos de Injeção de Combustível.	31
2.4	Noções Básicas de Turbocompressor.	31
3	Metodologia	5
3.1	Dimensionamento do Processo.	35
3.1.1	Compressor.	35
3.1.2	Flange de Entrada.	35
3.1.3	Carcaça do Compressor.	36
3.1.4	Difusor.	36
3.1.5	Eixo e Carcaça do Eixo.	37
3.1.6	Câmara de Combustão.	38
3.1.7	Distribuidor de Combustível.	38
3.1.8	Sistema de Pás Guia do Bocal.	38
3.1.9	Turbina.	39
3.1.10	Bocal de Escape.	39
3.1.11	Rolamento, Lubrificação e Injeção de Combustível.	39
3.1.12	Carcaça Externa.	40

3.2 Processo de Fabricação.4	0
4 Caso Prático	43
4.1 Resultados de Dimensionamento .	43
4.2 Projeto do Protótipo de Mini-Turbojato .	43
4.2.1 Compressor	43
4.2.2 Flange de Entrada	44
4.2.3 Carcaça do Compressor .	45
4.2.4 Difusor	47
4.2.5 Eixo e Carcaça do Eixo .	48
4.2.6 Câmara de Combustão .	49
4.2.7 distribuidor de combustível	50
4.2.8 Sistema de Palhetas-Guia do Bocal .	51
4.2.9 Turbina	51
4.2.10 Bocal de Escape, Carcaça Externa, e Rolamentos .	52
4.3 Fabricação de Componentes .	54
4.3.1 Processo de conformação.55 4.3.2 Processo de Fresagem.57 4.3.3 Processo de Torneamento.58 4.3.4 Processo de Brasagem.59 4.3.5 Processo de Soldagem.60	
5 Conclusão	63
5.1 Desvantagens.63 5.2 Trabalhos futuros e recomendações.64	
Bibliografia	65
Apêndices	69

Lista de Figuras

2.1 Eolípila [5]	.3
2.2 Estatoreator [8]	.5
2.3 Pulsojato [8]	.5
2.4 Motor de Foguete [8]	.5
2.5 Turbojato [6]	.5
2.6 Turbopropulsor [11]	.6
2.7 Turbomotor [12]	.6
2.8 Turbofan [6]	.6
2.9 Motor de Alto Bypass, Rolls Royce RB.211 [6]	.6
2.10 Ciclo aberto [14]	.11
2.11 Ciclo fechado [14]	.11
2.12 Componentes do Motor a Jato e estados termodinâmicos análogos [16] 11
2.13 Numeração das estações de turbojato [16]	.12
2.14 Entrada Subsônica [26]	.19
2.15 Entrada Supersônica Axisimétrica [26]	.19
2.16 Entrada Supersônica Retangular [26]	.19
2.17 Compressor Centrífugo [8]	.19
2.18 Tipos de impulsor [27]	.20
2.19 Evolução da Pressão e Velocidade ao longo do sistema impulsor-difusor [27]	. . 20
2.20 Compressor Axial [6]	.21
2.21 Mudanças de Pressão e Velocidade em um compressor axial [8]	.21
2.22 Compressor axial de único eixo [8]	.22
2.23 Compressor axial de duplo eixo [8]	.22
2.24 Tipos de Difusor [29]	.23
2.25 Câmara de Combustão [8]	.23
2.26 Distribuição de ar dentro do queimador [8]	.24
2.27 Câmara de combustão múltipla [8]	.25
2.28 Câmara de combustão tubo-anular [8]	.25
2.29 Câmara de combustão anular [8]	.26
2.30 Turbina de impulso [8]	.27
2.31 Variação de propriedades ao longo [8]	.27
2.32 Turbina de fluxo radial em balanço [27]	.28
2.33 Turbina de fluxo radial misto [27]	.29
2.34 Bocal Convergente-Divergente.30	.29
2.35 Modos de Injeção de Combustível [29]	.31
2.36 Turboalimentador, Patente de Alfred Büchi [32]	.32
2.37 Componentes do Turboalimentador.32	.32
2.38 Trabalho do Turboalimentador[35]	.32
2.39 Exemplo de um Mapa do Compressor[34]	.33
2.40 Mapa do Compressor RHB31VZ21 [36]	.34
3.1 Carcaça do Compressor [29]	.36
3.2 Difusor [29]	.37

3.3 Perfil de Pás do Difusor[29]	.37
3.4 Eixo [29]	.37
3.5 Carcaça do Eixo [29]	.37
3.6 Tubo de Chama Externo [29].38	3.7
3.7 Tubo de Chama Interno[29]	.38
3.8 Bocal de Escape [29]	.39
3.9 Procedimento de Projeto do Difusor.	42
4.1 Operação do Eixo CAD do Compressor.	44
4.2 Esboço das Pás CAD do Compressor.	44
4.3 Vista CAD do Compressor.	44
4.4 Vista CAD do Compressor.	44
4.5 Vista Frontal da Entrada.	45
4.6 Vista Traseira da Entrada.	45
4.7 Vista Lateral da Entrada.	45
4.8 Vista Isométrica da Entrada.	45
4.9 Esboço da Carenagem do Compressor.	46
4.10 Altura dos Planos de Projeto da Carenagem do Compressor.	46
4.11 Vista Lateral da Carenagem do Compressor.	46
4.12 Vista Traseira da Carenagem do Compressor.	46
4.13 Vista Isométrica da Carenagem do Compressor.	46
4.14 Base do Difusor.	47
4.15 Pá em Forma de Cunha do Difusor.	47
4.16 Perfil Aerodinâmico da Pá Axial do Difusor.	47
4.17 Vista Isométrica do Difusor.	48
4.18 Esboço da Carcaça do Eixo.	48
4.19 Esboço do Eixo.	48
4.20 Esboço do Tubo de Chama Externo.	49
4.21 Esboço do Tubo de Chama Interno.	49
4.22 Vista Isométrica do Tubo de Chama Interno.	49
4.23 Vista Isométrica do Tubo de Chama Externo.	50
4.24 Anel de Combustível.	50
4.25 sistema NGV.	51
4.26 Vista do Sistema de Pás Guia do Bocal.	51
4.27 Vista do Sistema de Pás Guia do Bocal.	51
4.28 Esboço da Operação do Eixo da Turbina.	52
4.29 Esboço da Pás da Turbina.	52
4.30 Vista Isométrica da Turbina.	52
4.31 Esboço do Bocal de Escape.	53
4.32 Vista Isométrica do Bocal de Escape.	53
4.33 Vista Isométrica da Carcaça Externa.	53
4.34 Esboço da Carcaça do Rolamento.	53
4.35 Esboço das Esferas do Rolamento.	53
4.36 Exemplo de Rolamento 618/5.	54
4.37 Forno.	55
4.38 Alumínio Fundido.	55
4.39 Amostras das Peças Cortadas com o Jato de Água.	55

Projeto e Fabricação de um mini-motor turbojato

4.40 Furos apontados nos tubos de chama simples.56 4.41 Tubos de chama simples perfurados.56 4.42 Bocal de Escape.56 4.43 Tubo de Chama Interno.56 4.44 Tubo de Chama Externo.56 4.45 Carcaça Externa.56 4.46 Turbina perfurada.57 4.47 Pás do sistema de palhetas-guia do bocal.57 4.48 Base da turbina.58 4.49 Parte circundante e superior do sistema de palhetas-guia do bocal.58 4.50 Carcaça do Eixo.58 4.51 Flange de Entrada.59 4.52 Eixo.59 4.53 Suporte do anel de combustível.60 4.54 Anel de Combustível.60 4.55 Bocal de Escape.61 4.56 Carcaça Externa.61 4.57 Vista Frontal do Tubo de Chama Interno.61 4.58 Vista Traseira do Tubo de Chama Interno.61 4.59 Tubo de Chama Externo.62 4.60 Partes externas da Pá Guia do Bocal.62 4.61 Parte interna do sistema de palhetas-guia do bocal.62 B.1 Flange de Entrada.70 B.2 Carcaça do Compressor.71 B.3 Difusor.72 B.4 Carcaça do Eixo.73 B.5 Eixo.74 B.6 Espaçadores.75 B.7 Tubo de Chama Interno com suporte do anel de combustível.76 B.8 Tubo de Chama Externo.77 B.9 Sistema de palhetas-guia do bocal.78 B.10 Carcaça Externa.79 B.11 Bocal de Escape.80 C.1 "Câmara de Combustão".81 C.2 "Vista Frontal do Turbojato".82 C.3 "Vista da Seção Média do Turbojato".82 C.4 "Vista Traseira do Turbojato".83 C.5 "Vista isométrica 3D do Turbojato 1".84 C.6 "Vista isométrica 3D do Turbojato 2".85 C.7 "Vista isométrica 3D da seção média do Turbojato".86

Lista de Tabelas

2.1 Vantagens e desvantagens dos diferentes impulsores [27].21 2.2 Combustíveis [29] .
30 1 Lista de Peças.69 2 Especificações técnicas do Turbo VZ21 [36] .87

Nomenclatura

A	Área da seção transversal	m^2	a Velocidade do
Som m/sc	Calor Específico	kJ/kgK	E
Potência Total WF	Empuxo N	F	Empuxo Específico Ns/kg
FHV	Valor Calorífico do Combustível	J/kgf	Relação
Combustível-Ar h	Entalpia Específica	J/kgK	
ke	Energia Cinética	JM	Número de Mach m
Massa $kg\dot{m}$	Taxa de Fluxo de Massa	kg/spe	Energia
Potencial JP	Pressão	PaQ	Taxa de Calor W
R	Constante de Gás Real	$kJ/kgKS$	Consumo Específico de
Combustível mg/Ns	T	Temperatura	KV Velocidade m/s
W	Taxa de Trabalho	$W\eta_p$	Eficiência
Propulsiva γ	Razão de Capacidade Calorífica	π	
Relação de Pressão ρ	Densidade	$kg/m^3\tau$	Razão de
Temperatura τ_λ	Razão Máxima de Entalpia de		
Estagnação θ	Energia do Fluido em Escoamento	J	

Subscritos

a	Arb
Queimador	c
Compressor	cc
de Combustão	f
Combustível	in
m	Mecânico
Geral	out
Pressão Constante	r
Condições de fluxo livre	
t	Turbina
Térmico	v
constante	0
Estado inicial	2
final	

Lista de Acrônimos

CAD Computer Aided Design CATIA Computer Aided
Three-Dimensional Interactive Application CC Câmara de Combustão
CNC Controle Numérico FABLAB Laboratório de Fabricação NGV
Pás-Guia do Bocal RC Controle Remoto TSFC Consumo Específico de
Combustível por Empuxo UAV Veículo Aéreo Não Tripulado UBI
Universidade da Beira Interior

Capítulo 1

Motivação e Objetivos

1.1 Motivação

O sonho de um humano voar foi algo que nos intrigou e esteve em nossos pensamentos por um longo tempo. Começamos pela observação dos pássaros voando, passando pela invenção de uma pipa, o ornitóptero de Leonardo da Vinci, o primeiro balão de ar quente, também conhecido como o Balão de Montgolfier, o planador, o aeródromo e, finalmente, o Planador dos Irmãos Wright [2].

A partir do estudo para encontrar asas sustentáveis, para a geração de sustentação, também estavam em curso estudos de sistemas de propulsão, pois entendíamos que, para ter um voo sustentável, precisávamos de uma fonte de energia. As máquinas a vapor foram as primeiras a serem criadas, seguidas pelo motor de combustão interna e, depois, pela turbina a gás. Finalmente, nosso sonho se tornou realidade quando os Irmãos Wright realizaram o primeiro voo.

Começamos a desenvolver novas asas de aeronaves, materiais, estruturas e sistemas de propulsão. Todos foram submetidos a intensos estudos e investigações até chegarmos às aeronaves modernas e, ainda assim, não paramos de investigar para novas melhorias. Desenvolver as aeronaves modernas nos permitiu cruzar continentes e interagir com diferentes culturas. Além disso, para ser possível alcançar outro continente em horas, a aeronave precisa ser extremamente bem projetada, construída e equipada. Os motores da aeronave fornecem uma quantidade significativa de tração, permitindo que a aeronave atinja a velocidade necessária para a operação em questão. É de acordo com o propósito da aeronave, por exemplo, operações militares de longo alcance, voos comerciais ou situações de combate, que elas são desenvolvidas e aprimoradas nos mínimos detalhes. Por exemplo, em situações de combate, as aeronaves são construídas para voar a uma velocidade impressionante que ultrapassa a velocidade do som, 343 m/s [3]. Os motores de turbina a gás, com o progresso tecnológico e científico, não estão mais fora do alcance de alguém que esteja interessado e queira construir um. Felizmente, hoje em dia, existem mini-motores turbojato que se pode construir e melhorar.

Os motores a jato de montagem manual surgiram recentemente e são conhecidos como mini-turbojatos ou motores a jato em miniatura. Essas pequenas máquinas começaram a ter seu lugar na indústria, onde estão sendo desenvolvidas e produzidas por empresas para uma possível aplicação em VANTS[1]. Essas turbinas a gás podem ser aplicadas a um modelo de motor a jato de Controle Remoto (RC).

O desafio de construir um mini-turbojato é por si só atraente para alguém interessado em sistemas de propulsão, assim como, sabendo da possibilidade de contribuir para trabalhos futuros, levou a abraçá-lo. Portanto, através do estudo do design e fabricação de turbinas a gás, um protótipo de mini-turbojato foi projetado e algumas partes foram construídas e, com esforço, muito em breve o restante será fabricado e o motor final será submetido a análise experimental.

1.2 Objetivos

O objetivo principal desta tese está concentrado no design e construção de um turbojato de pequenas dimensões. Inicialmente, foi realizado um design tridimensional do pequeno motor a jato em um software de Desenho Assistido por Computador (CAD), em particular, o CATIA. O design foi realizado de acordo com os valores dimensionais alcançados ao longo do estudo do design de motores a jato em pequena escala.

Os critérios de dimensionamento encontrados na literatura disponível foram adotados pelo autor. Este método baseia-se em dados empíricos, especificamente, em projetos desenvolvidos até o momento. Isso foi uma grande ajuda para obter as medidas adequadas para os principais componentes, fornecendo os meios para dimensionar as peças restantes. A abordagem de dimensionamento é devidamente explicada no capítulo 3.

O último e principal objetivo deste trabalho é descrever a série de etapas realizadas para produzir um pequeno modelo de motor a jato, para aplicações práticas, de forma transparente, para ajudar o leitor a produzir seu próprio motor a jato em pequena escala.

1.3 Estrutura do Documento

Todo o documento está organizado em cinco capítulos, onde cada capítulo foca em várias partes, de acordo com o formato padrão da tese de mestrado.

O primeiro, e atual, capítulo manifesta a motivação do autor que precedeu o desenvolvimento desta tese. Além disso, os objetivos e a organização do documento são apresentados de forma lógica, para facilitar a compreensão do que é proposto nesta tese.

O segundo capítulo apresenta uma revisão da literatura, introduzindo a turbina a gás, descrevendo seus tipos, em particular, o turbojato. Seguido por uma descrição geral dos componentes que constituem o motor a jato, juntamente com os conceitos termodinâmicos que nos permitem entender o funcionamento geral do motor a jato.

O terceiro capítulo relata como o processo de dimensionamento foi efetuado, justificando as escolhas para as medidas dos componentes.

O quarto capítulo estabelece os procedimentos adotados para projetar e fabricar os componentes necessários, completados pela sua montagem. Juntamente com as modificações adicionais feitas ao longo do processo.

O quinto e último capítulo revela as conclusões tiradas do procedimento prático, os obstáculos encontrados ao longo do desenvolvimento desta tese e sugestões para trabalhos futuros.

Capítulo 2

Revisão Bibliográfica

2.1 Revisão Histórica de Turbinas a Gás

Um primeiro conceito surgiu nos tempos de Roma-Egito, criado por Heron, ou Heron de Alexandria. A eolípila, nome da invenção de Heron, é uma turbina a vapor radial, que combina dois bocais em lados opostos, por onde a água em vapor sai devido ao vapor formado pela fervura da água dentro de uma esfera, fazendo com que o centro da esfera gire, gerando torque. Um exemplo da máquina a vapor é mostrado na figura 2.1.



Figura 2.1: Eolípila [5]

O princípio físico da reação foi colocado em prática no século XIII pelo povo chinês usando fogos de artifício [6]. Após três séculos, em 1687, Sir Isaac Newton fez um avanço crucial ao formular as três leis do movimento:

1. Inércia: Um objeto, em linha reta, permanecerá em movimento uniforme a menos que uma força externa seja aplicada ao objeto, alterando seu estado [7]. 2.

$Force = m \times g$, a variação na velocidade, g , depende da massa, m , do objeto, quando uma força externa, F , é aplicada [7]. 3. Lei da Ação-Reação: por exemplo, uma pedra exerce uma força sobre a terra enquanto a terra aplica uma força igual à pedra [7].

Essas leis nos permitiram dar, ao longo do tempo, passos importantes em direção às turbinas a gás. O primeiro foi dado em 1791, por John Barber, um inglês, que obteve uma patente para o ciclo termodinâmico da turbina a gás, conhecido como Ciclo de Brayton, o mesmo ciclo das turbinas a gás atuais. Utilizando este ciclo, Hans Holzwarth desenvolveu a ignição elétrica da mistura, na câmara de combustão, com válvulas controladas em 1908 [6].

Em 1913, um motor utilizando o sistema de propulsão a jato foi patenteado por René Lorin. O primeiro estatoreator subsônico, embora não tenha sido possível concretizar o projeto devido à qualidade do

material naquela época. Os materiais não podiam resistir ao calor, além disso, a evolução do sistema de propulsão a jato estava em seus primeiros dias, refletindo na eficiência das aeronaves [8].

Os motores de propulsão a jato foram alcançados em 1930, quando Sir Frank Whittle patenteou o design de uma turbina a gás centrífuga para propulsão a jato. Mais tarde, em 1937, ele realizou o primeiro teste estático da história do motor a jato. Apesar de Whittle ter feito o primeiro teste estático, foi Hans Joachin Pabst von Ohain, trabalhando para a empresa de aeronaves Heinkel, que criou um motor turbojato movido a hidrogênio gasoso, semelhante ao design de Whittle, que foi usado como motor de propulsão para a aeronave He-178, realizando o primeiro voo de turbojato no mundo, em 1939. Três anos depois, o motor de Frank Whittle foi usado pela primeira vez como propulsor de uma aeronave [6].

O primeiro voo de turbojato de fluxo axial ocorreu na Alemanha, no mesmo ano em que o voo do motor de Whittle aconteceu. O turbojato axial, Jumo 004A, era o sistema de propulsão da aeronave Me-262. O líder deste projeto, escolhido pela empresa Junkers, foi Anselm Franz [6]. Apesar de o motor de Frank Whittle não ter podido ser construído tão rapidamente, ele lançou as bases da moderna turbina a gás [8].

O sistema de propulsão a jato foi e ainda é amplamente estudado em busca de melhorias, com uma futura aplicação bem-sucedida neste tipo de motor. Somente anos depois, o motor turbojato foi aplicado a uma aeronave, e a ideia de reproduzir o mesmo motor em pequena escala começou a surgir. A história do turbojato em miniatura é difícil de datar, no entanto, presume-se que tenha sido iniciada por Kurt Schreckling, técnico alemão e astrônomo amador. Kurt foi o primeiro a replicar um turbojato em pequena escala, abrindo portas para os pequenos ou miniatura motores a jato em miniatura [9]. Motores de Turbina a Gás para Aeromodelos, o livro de sua autoria, explica como ele construiu o motor, o FD 3/64, que criou um ponto de partida para os turbojatos em miniatura no futuro. Isso permitiu que outros melhorassem o turbojato de Kurt, bem como desenvolvessem novas turbinas a gás em pequena escala baseadas em seu motor, como o KJ66 [10].

2.1.1 Tipos de Turbinas a Gás

Os registros históricos das turbinas a gás nos mostram o enorme e rápido desenvolvimento deste motor. É um produto de uma mistura de várias áreas como termodinâmica, mecânica, aerodinâmica e outras áreas, que ainda estão sendo estudadas ao máximo para melhorias. Somente após entender esses campos é que se pensa na utilidade de uma turbina a gás e, então, é projetada, dependendo de seu uso, seja para uma missão espacial, transporte aéreo ou para situações de combate aéreo. Equipes de cientistas, engenheiros e técnicos criaram turbinas a gás com diferentes formas de converter e fornecer energia, de acordo com seus propósitos, como motores de propulsão a jato: foguete, athodyd, também conhecido como estatoreator, o pulsojato e o turbojato, ou motores a jato com hélice: motor turbohélice, turbofan e turbomotor [8].

O estatoreator, figura 2.2, é formado por uma entrada divergente e um escape convergente ou convergente-divergente. Este motor requer movimento para frente para produzir e puxar. Sem partes rotativas, o ar é forçado para o duto divergente, seguido pela combustão com combustível, onde os gases irão acelerar através da seção de escape para a atmosfera [8].

Outro motor de propulsão a jato relacionado, o pulsojato, figura 2.3, utiliza um duto semelhante ao do ram-jet, mas mais robusto devido às pressões mais elevadas envolvidas. O ar passa por válvulas abertas na entrada, segue para a câmara de combustão, onde ocorre a combustão do combustível, caus-

Projeto e Fabricação de um mini-motor turbojato

ando a expansão do gás, assim, aumentando a pressão. Como consequência do aumento, as válvulas se fecham e o gás é ejetado pela parte traseira. Seu alto consumo de combustível e desempenho desigual em comparação com a atual turbina a gás tornam este motor inadequado para uso em aeronaves [8].

O motor de foguete, figura 2.4, distingue-se dos outros motores por não utilizar o oxigênio do ar atmosférico para a combustão, mas sim um combustível específico, decomposto quimicamente com oxigênio [8].

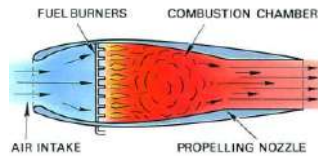


Figura 2.2: Estatoreator [8]

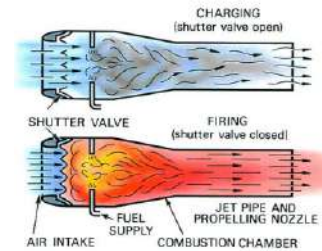


Figura 2.3: Pulsojato [8]

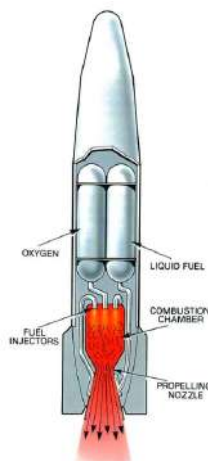


Figura 2.4: Motor de Foguete [8]

O turbojato, mostrado na figura 2.5, é a junção de um compressor, câmara de combustão e turbina, chamado de gerador de gás, com uma entrada e bocal de escape. O bocal de escape adicional converterá a maior parte da energia do fluxo de ar em velocidade.

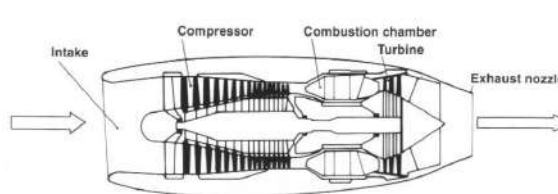


Figura 2.5: Turbojato [6]

Com a combinação de hélice/turbina vem o ventilador canalizado, hélices propulsoras e motores de desvio. No motor turboélice, mostrado na figura 2.6, as funcionalidades das duas turbinas são sustentar a demanda de trabalho do compressor e fazer a hélice funcionar. Em um motor semelhante, o turbomotor, mostrado na figura 2.7, a turbina aciona o compressor e a segunda turbina irá acionar o

eixo, que por sua vez, está conectado a um sistema de transmissão que gira as pás do helicóptero[6].

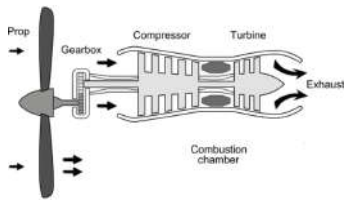


Figura 2.6: Turbopropulsor [11]

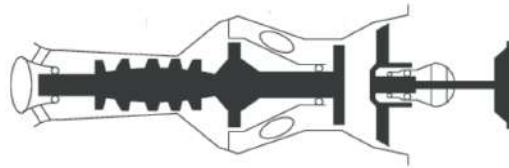


Figura 2.7: Turbomotor [12]

O turbofan, ilustrado na figura 2.8, também possui duas turbinas, nas quais, uma absorve a energia do fluxo de ar quente e a outra utiliza o trabalho excedente do eixo para acionar um compressor de baixa pressão, um ventilador. Ele tem uma eficiência propulsiva menor em comparação ao turbopropulsor, quando operados na mesma velocidade de cruzeiro e em velocidades mais baixas. No entanto, em velocidades mais altas, o turbofan tem vantagem. Motores como o turbofan começaram a ser e ainda são amplamente utilizados devido aos altos valores de eficiência propulsiva quando comparados a um turbojato. Esses valores são explicados devido ao fluxo de ar desviado[6].

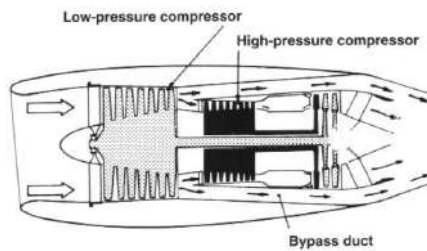


Figura 2.8: Turbofan [6]

Os motores de fluxo de ar desviado são distinguidos em dois tipos, baixa relação de desvio e alta relação de desvio, onde a relação de desvio representa a quantidade de ar sendo desviada em relação ao ar que passa pelo núcleo do motor. O motor é constituído por um compressor de alta e baixa pressão e as turbinas correspondentes, que são acionadas por dois eixos coaxiais. O ar é sugado pelo compressor de baixa pressão, o ventilador, que dividirá o ar em dois fluxos. A maior parte do ar é canalizada pelas laterais do núcleo do motor e uma pequena parte vai para a combustão, sendo, então, os dois fluxos de ar unidos na seção de escape. Isso significa um menor consumo de combustível em comparação com motores anteriores de empuxo semelhante sem essa tecnologia, permitindo que o motor funcione eficientemente em voos de alta altitude. O uso dominante dessa tecnologia, em particular, motores de alta relação de desvio, nos sistemas de propulsão da aviação civil e missões militares de longo alcance, é justificado pelo baixo consumo de combustível, considerado o parâmetro de desempenho mais importante [6]. Um exemplo de um motor de alta desvio é demonstrado na figura 2.9.

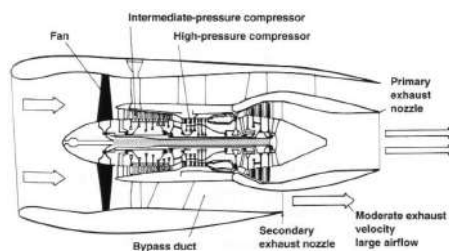


Figura 2.9: Motor de Alto Fluxo Desviado, Rolls Royce RB.211 [6]

Projeto e Fabricação de um mini-motor turbojato

O turbojato é um turbofan mais simples, o que significa que não possui um fluxo de ar desviado. Resultando em menor eficiência, embora compense com velocidade. Esses motores podem atingir velocidades supersônicas, sendo uma das razões para seu uso em aeronaves militares [6].

2.2 Revisão do Ciclo

A literatura revisada possui informações densas e vastas sobre ciclos termodinâmicos e suas propriedades. Portanto, apenas um resumo será apresentado para evitar uma análise extensa e profunda. Para informações mais detalhadas sobre ciclos termodinâmicos e as correspondentes turbinas a gás, o autor recomenda que o leitor consulte os seguintes livros, onde mais informações podem ser encontradas nos livros *Termodinâmica: Uma Abordagem de Engenharia* por Çengel, Yunus A. e Boles, Michael A. e *Aerotermodinâmica de Turbinas a Gás e Propulsão de Foguetes* por Oates, George C., capítulos 5.3, 7.4, 9.8 e capítulo 2, respectivamente. No entanto, outras literaturas não foram desconsideradas.

Em resumo, será apresentado o funcionamento geral da turbina a gás, seguido pelo ciclo termodinâmico ideal juntamente com a análise do comportamento ideal dos componentes do turbojato. Posteriormente, as equações de desempenho de jato são demonstradas para completar a análise de um ciclo de motor turbojato.

2.2.1 Ciclo de Trabalho

O subcapítulo sobre o ciclo de trabalho tem como objetivo explicar o funcionamento de um motor com um sistema de propulsão a jato, descrevendo seu ciclo termodinâmico juntamente com propriedades relacionadas a este.

O ciclo de trabalho começa com a entrada de ar no compressor, cuja função é aumentar a pressão por meio da potência do eixo mecânico [6]. O aumento de pressão tem um efeito diminutivo no volume do fluxo de ar, elevando subsequentemente a temperatura do ar [8]. O ar pressurizado é descarregado para a câmara de combustão, onde o combustível é adicionado e queimado, elevando a temperatura a valores extremamente altos. Enquanto o gás é queimado, o volume, assim como a temperatura, aumenta devido à estrutura aberta da câmara de combustão, mantendo a pressão constante [8]. O processo de combustão eleva o estado energético das moléculas a níveis altos, permitindo que a quantidade necessária de energia seja efetivamente explorada pela turbina [6]. Como efeito do trabalho extraído do gás, a turbina começa a girar, convertendo o excedente de energia do gás em potência mecânica ao gerar movimento. Este movimento de rotação forçará a roda do compressor a girar devido ao trabalho fornecido pela turbina, que é transferido pela rotação do eixo para o compressor, na outra extremidade do carretel [6]. Neste estágio, as variáveis do gás, pressão e temperatura diminuem, enquanto o volume aumenta. Finalmente, o fluxo de gás atinge o estágio final, no bocal de escape, onde o gás é ejetado para o ambiente em altas velocidades, produzindo empuxo [8].

Existem três condições principais no ciclo do motor a serem mantidas:

- Na compressão, há um aumento de pressão com uma consequente diminuição de volume e aumento de temperatura [8].
- Na combustão, ocorre um aumento de temperatura, enquanto a pressão permanece constante e o volume aumenta [8].

- Na expansão, o volume aumenta juntamente com uma diminuição na pressão e na temperatura [8]

O ciclo de trabalho de uma turbina a gás é, geralmente, comparado ao ciclo de trabalho de um motor de pistão de quatro tempos, levando em consideração os quatro estágios semelhantes de cada motor. Ambos os motores iniciam seu ciclo pela fase de admissão, seguida de compressão, combustão e expansão. No entanto, todos os estágios do motor de pistão são realizados dentro de um cilindro, enquanto em um motor a jato, cada componente é designado para a função correspondente, resultando em uma ação contínua, e não em vez de intermitente. Além disso, a combustão em um motor a jato ocorre a pressão constante, ao contrário do motor alternativo, onde o processo de combustão ocorre em um espaço fechado. Portanto, o motor a jato é capaz de operar grandes massas de ar com componentes leves. No estágio final, a fase de exaustão, os gases, expandidos pela turbina, saem pelo bocal, gerando uma força propulsiva essencial para este motor. Em contraste, os gases de exaustão do motor de pistão não têm os mesmos efeitos significativos [6]. Considerando as diferenças mencionadas, o motor de turbina a gás elimina três tempos mortos, consequentemente, mais combustível pode ser queimado em um período mais curto. Como o motor turbojato é um motor térmico, com mais combustível queimado, maior é a temperatura da câmara de combustão, portanto, ocorre uma expansão substancial dos gases. Além disso, uma maior quantidade de potência é produzida para um determinado tamanho [8]. Para que um motor de pistão gerasse a mesma quantidade de potência, ele teria que ser extremamente grande, pesado e a fabricação seria um desafio sério [6].

À medida que o gás é descarregado do bocal, ele será, progressivamente, disperso para as condições ambientais, revertendo ao seu estado original. O retorno do gás à sua condição original implica que as variáveis de estado também retornam às suas condições originais, sendo denominado como um processo reversível. Para que um processo seja considerado reversível, deve combinar a reversibilidade interna e externa. Se os estados do gás pudessem ser restaurados em uma sequência reversa, enquanto um sistema é submetido a um processo no qual os gradientes de pressão e temperatura são menores, o processo é definido como reversível internamente. Entretanto, para que um processo seja considerado reversível externamente, as mudanças atmosféricas que acompanham o processo podem ser revertidas em sequência. No entanto, o processo reversível é impossível de alcançar devido aos fatores irreversíveis, por exemplo, gradientes de temperatura, pressão e velocidade desencadeados pela transferência de calor, fricção, reação química e trabalho aplicado ao sistema. Apesar da irreversibilidade dos processos reais, o processo reversível é padronizado para estimar o sucesso dos processos reais levando em consideração as perdas, bem como para permitir que as relações termodinâmicas sejam derivadas para estimar a realidade [13].

2.2.2 Ciclo Termodinâmico

2.2.2.1 Noções Teóricas

São apresentadas noções a serem reconhecidas, a fim de compreender as condições e propriedades por trás do ciclo termodinâmico ideal que abrange todas as turbinas a gás, em particular, o motor turbojato.

- Processo de Fluxo Contínuo

As turbinas a gás são construídas, geralmente, para operação contínua, na qual há uma aproximação das condições em que operam. Assumindo que funcionam sob as mesmas condições ao longo do tempo, o processo é denominado como um processo de fluxo estacionário. Isso significa que as propriedades do fluido permanecem as mesmas durante todo o processo. Fluindo em um volume de controle, as propriedades do fluido podem alterar-se em diferentes pontos fixos, mas permanecem as mesmas, de

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato

início ao fim. Como resultado, a massa, m , o volume, V , e a taxa de energia total ou potência total, E , são constantes durante todo este processo [14].

O princípio da conservação de massa é aplicado, afirmando que, considerando um volume de controle, a taxa total de massa que entra iguala-se à taxa total de massa que sai dele [14]. Como não há aumento ou redução de massa, a taxa de fluxo de massa, \dot{m} , é igual do início ao fim do processo [14]. É expressa na forma de,

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

Considerando-o para um fluxo único e uniforme, denotando os estados de entrada e saída, 1 e 2, respectivamente, o balanço de massa torna-se,

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

Onde ρ , V e A representam densidade, velocidade do fluxo e área da seção transversal.

No contexto da taxa total de energia, a energia permanece a mesma dentro de um volume de controle, indicando nenhuma mudança na potência total. Isso simplifica o balanço de energia para [14],

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

Lembrando que as transferências de energia ocorrem na forma de massa, \dot{m} , trabalho, W e calor, Q , o balanço de energia é representado como,

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

Onde a energia de um fluido em escoamento, θ , é descrita como,

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

Onde h , ke e pe são definidos como entalpia ou energia interna, energia cinética e energia potencial.

A interação de calor e trabalho é definida por uma transferência de calor para o sistema, entrada de calor, e o trabalho produzido pelo sistema, saída de trabalho [14]. Considerando que não há mudanças na energia cinética e energia potencial, o balanço de energia é expresso da seguinte forma,

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

- Propriedades de Estagnação

Na análise de volumes de controle, é comum juntar a energia interna e a energia do fluido para formar uma variável já mencionada, a entalpia específica, h . Na maioria dos casos, a energia cinética e a energia potencial são desconsideradas, definindo a entalpia como a energia total do fluido. No entanto, quando a energia cinética não é negligenciada, geralmente é apropriado converter a energia cinética em entalpia do fluido, combinando-as em um termo definido como entalpia específica de estagnação ou total, mostrado na equação 2.7 [14].

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

Na equação 2.7, a entalpia é distinguida por dois tipos, a entalpia estática e de estagnação, h e h_o , respectivamente.

Como resultado da conversão de energia cinética em entalpia, a temperatura e a pressão aumentam. Essas propriedades do fluido são reconhecidas como propriedades de estagnação ou propriedades de estagnação isentrópica. A entalpia e a temperatura de estagnação de um estado de estagnação isentrópico, e real, são as mesmas, dado que o fluido é um gás ideal. A pressão de estagnação real difere da pressão de estagnação isentrópica porque a entropia aumenta devido ao atrito do fluido [14]. Assumindo o fluido como um gás ideal, a entalpia pode ser substituída pelo calor específico constante vezes a temperatura, mostrado na equação 2.9.

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

Tornando-se,

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

Onde T_o indica a temperatura de estagnação ou total, ou seja, a temperatura que o gás ideal atinge quando é levado ao repouso em um processo adiabático, e, o termo $\frac{V^2}{2c_p}$, representa o aumento de temperatura ao longo do processo denominado como temperatura dinâmica [14].

A relação entre a temperatura e a pressão é demonstrada na equação 2.10.

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

Onde, P_o e γ , são denominados como pressão de estagnação e razão de calor específico.

2.2.2.2 Ciclo de Brayton

É um ciclo termodinâmico idealizado, presente em todas as turbinas a gás equipadas com os componentes fundamentais, como o compressor, câmara de combustão e turbina [15]. O ciclo é dividido em dois tipos: ciclo aberto e ciclo fechado. O primeiro ciclo consiste em ar, em condições atmosféricas,

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato

puxado para o compressor que eleva a temperatura e a pressão do ar. O ar pressurizado seguirá para a câmara de combustão, onde é misturado com combustível, seguido pela combustão, a pressão constante. Quando o processo de combustão é finalizado, o gás sai para a turbina, a temperaturas extremas, onde ocorre a expansão do gás [14]. Nesta fase, a interação do gás com a turbina é usada para acionar o compressor. O trabalho restante do gás é utilizado para acelerar o fluido conduzido pelo bocal de escape para o exterior [16]. Pelo fato de o gás ser expandido para o exterior, o ciclo é classificado como um ciclo aberto. Pelo contrário, se o gás tivesse sido recirculado, o ciclo seria considerado fechado. As figuras 2.10 e 2.11 descrevem um ciclo aberto e um ciclo fechado [14].

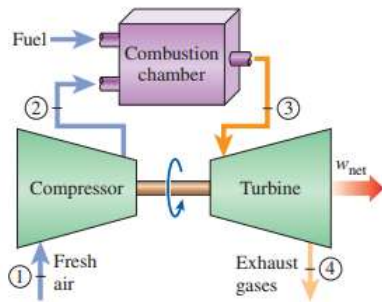


Figura 2.10: Ciclo aberto [14]

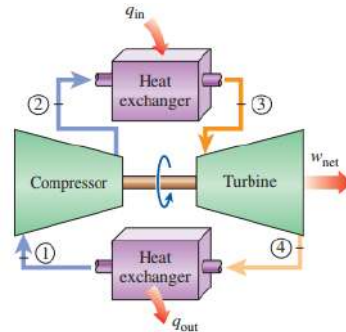


Figura 2.11: Ciclo fechado [14]

Observando no ciclo fechado, o processo de combustão foi substituído por um acréscimo de calor a pressão constante, acompanhado pela substituição do processo de exaustão por um processo de rejeição de calor, a pressão constante, para o exterior [14].

O ciclo de trabalho do motor turbojato corresponde a um ciclo de Brayton aberto, que é o tipo usual de ciclo para as turbinas a gás [14]. A Figura 2.12 ilustra os componentes de um dispositivo de propulsão a jato com o correspondente ciclo de Brayton.

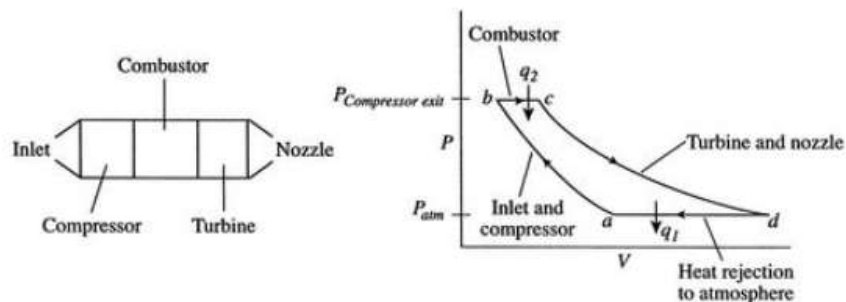


Figura 2.12: Componentes de Motor a Jato e estados termodinâmicos análogos [16]

Os estados termodinâmicos observados na figura 2.12 são distinguidos em quatro processos. A legenda deste ciclo é formulada da seguinte maneira:

- a-b: Compressão na entrada e no compressor, em um processo isentrópico [16].
- b-c: Combustão do combustível a pressão constante [16].
- c-d: Na expansão, o volume aumenta juntamente com uma diminuição na pressão e na temperatura [16].
- d-a: Resfriamento a ar a pressão constante [16].

2.2.2.3 Análise do Comportamento do Ciclo

A análise de ciclo é um processo para obter estimativas de parâmetros de desempenho, como empuxo ou consumo específico de combustível, calculados após assumir algumas condições e especificações de design, apresentadas abaixo [17].

Condições

- O fluido de trabalho é considerado um gás ideal com capacidade calorífica c onstante e razão de calor específico[17].
- Compressão/Expansão Isentrópica [17].
- A fonte externa de calor para combustão e a massa de combustível são desconsideradas [17].

Design

- pressão atmosférica e valores de temperatura [17].
- razão de compressão [17].
- número de Mach de entrada [17].

Nesta subseção, o comportamento ideal e real dos componentes é apresentado, indicando a temperatura e pressão para cada estação. As estações serão distinguidas por um número para facilitar a referência, conforme demonstrado na Figura 2.13. A análise real do ciclo de turbojato é apresentada no Apêndice D.

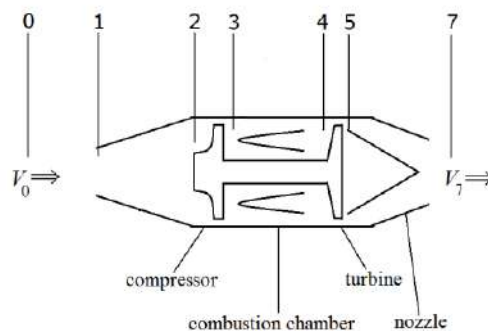


Figura 2.13: numeração das estações de turbojato [16]

Descrições das estações

- 0: Fluxo livre
 - 1: Entrada de admissão
 - 2: Entrada do compressor
 - 3: Saída do compressor
 - 4 : Entrada da turbina
 - 5 : Saída da turbina
 - 6: Entrada do bocal
 - 7: Saída do bocal

Projeto e Fabricação de um mini-motor turbojato

Análise de Componente de Comportamento Ideal

Entrada(i)

Para o caso ideal, quando o fluxo atravessa a entrada, considera-se que é isentrópico. Isso fará da indução um processo com entalpia constante. As razões que resumem o comportamento ideal da entrada são apresentadas na equação 2.11 e na equação 2.12, [19].

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

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

• Compressor (c)

Nesta fase, o compressor adicionará energia ao fluxo na forma de trabalho e, conseqüentemente, aumentará a temperatura e a pressão dele. A equação 2.13 que expressa o trabalho do compressor é demonstrada abaixo [20].

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

A temperatura na saída do compressor pode ser obtida usando a relação de temperatura e pressão encontrada na equação 2.14.

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

Sendo a relação de pressão, equação 2.15 e a relação de temperatura, equação 2.16

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

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

• Queimador/Combustor (b)

Conforme explicado anteriormente no ciclo de trabalho, o processo de combustão é executado a pressão constante, no qual, no caso ideal, a relação de pressão, equação 2.17, e a relação de temperatura, equação 2.18, são,

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

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

Lembrando que este é um processo adiabático e de pressão constante, com combustão completa, portanto, a eficiência de combustão, η_b , é igual a um. Além disso, a entalpia é o produto do coeficiente de calor específico a pressão constante e temperatura [21]. Portanto, a equação de energia 2.19 é,

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

Onde FHV e f se referem ao valor calorífico do combustível e à relação combustível-ar. Utilizando a equação 2.19, pode-se relacionar com a relação de temperatura, equação 2.20.

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

Onde,

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

- Turbina (t)

O fluxo aquecido que passa pela turbina está sujeito a uma diminuição de pressão e temperatura. A turbina, como explicado anteriormente, aproveita o fluxo energizado realizando trabalho. Na equação 2.22, é ilustrado o trabalho da turbina por massa do fluxo de ar.

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

Considerando que o ciclo seja ideal, o estágio de expansão é considerado um processo isentrópico. Assim, a turbina não apresenta perdas, fazendo uso completo do excedente de energia devido ao estágio de combustão, resultando em um valor de eficiência igual a um [17]. A relação entre a temperatura e a relação de pressão da turbina pode ser descrita como mostrado na equação 2.23.

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

Onde,

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

And,

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

- Bocal (n)

O comportamento do bocal em comparação com o comportamento da entrada é igual, ou seja, o fluxo é isentrópico, enquanto passa pelo estágio especificado [17]. Dadas essas condições, o

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato

a pressão e a temperatura totais, equação 2.26, do bocal são,

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

Desempenho do Motor a Jato

Esta parte compreende as principais medidas para avaliar o desempenho do turbojato em um cenário ideal. Assumindo que o gás é caloricamente perfeito ao longo do ciclo, a pressão na saída do turbojato é equivalente à pressão ambiente, assim como a relação combustível-ar é muito menor que a unidade [17].

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

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

No entanto, é frequente limitar o projeto em relação à temperatura de estagnação máxima permitida na entrada da turbina, daí o termo estabelecido na equação 2.29 [17].

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

O empuxo (F), equação 2.30, e o empuxo específico ($\frac{F}{\dot{m}}$), equação 2.31, podem agora ser obtidos.

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

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

Onde a velocidade do som é encontrada na equação 2.32.

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

Finalmente, o consumo específico de combustível, S pode ser obtido pela equação 2.33.

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

Análise de Comportamento Real dos Componentes

A análise do ciclo real, ou não ideal, apresenta as equações para a análise dos componentes e do desempenho do motor, ignorando as velocidades do gás ao longo do gerador de gás. As únicas velocidades consideradas são na entrada, admissão e no bocal de saída, exaustão. Além disso, os componentes são considerados irreversíveis, mas adiabáticos. Portanto, são assumidas eficiências isentrópicas para a entrada, compressor, turbina e bocal [11].

Entrada

Na entrada, quando o ar está sendo conduzido para o compressor, há uma redução da pressão total em relação à pressão do fluxo livre. Isso ocorre devido ao atrito durante a admissão. Consequentemente, a temperatura aumenta, sendo maior do que no caso ideal, o que é condicionado pela eficiência de entrada, η_i . As equações 2.34 e 2.35 apresentadas abaixo obtêm a pressão e a temperatura na entrada, nas quais a temperatura de saída é calculada como no ciclo ideal [11].

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

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

A relação de pressão, equação 2.36 é,

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

Compressor

Neste estágio, a compressão ocorre em um processo adiabático irreversível. Assim, a associação com a eficiência isentrópica do compressor, η_c [11]. Como este é um ciclo real, a compressão do ar sofre perdas ao longo do caminho devido ao atrito, turbulência e muitos outros fatores desfavoráveis, o que fará a temperatura aumentar. Este aumento está relacionado à eficiência do compressor, η_c [11]. Portanto, as condições de saída, pressão, equação 2.37, e temperatura, equação 2.38, na saída do compressor são,

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

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

Queimador

Durante a combustão, há perdas derivadas de uma combustão defeituosa, por exemplo, condução, radiação, que são contabilizadas introduzindo a eficiência do queimador, η_b [11]. Como resultado, a pressão na saída do queimador, equação 2.39, é,

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

A temperatura de saída da turbina é pré-determinada para respeitar as limitações do material. Portanto, a relação combustível-ar, equação 2.40, pode ser calculada por,

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

- Turbina

Para este processo, a potência disponível da turbina é menor do que no processo ideal. Assim, a eficiência da turbina está ligada à expansão, na qual a expressão da relação de pressão da turbina, equação 2.41, se transforma em,

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

Onde, λ representa a relação entre a potência necessária para acionar o compressor e a potência disponível gerada pela turbina. Os valores deste parâmetro variam de 75% a 85% [11].

A última equação pode ser associada à equação 2.42, para obter a temperatura de saída [11].

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

- Bocal

Neste estágio, uma pressão crítica é introduzida para verificar se o bocal está estrangulado ou não. Portanto, a pressão crítica é obtida pela equação 2.43 [11].

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

Se $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} > \frac{P_{06}}{P_{0r}}$, o bocal está desobstruído. A velocidade de exaustão é calculada a partir da equação 2.44.

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

A partir da equação acima, a temperatura de exaustão é obtida da equação 2.45.

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

Se $\frac{P_{06}}{P_{crit.}} < \frac{P_{06}}{P_{0r}}$, o bocal está obstruído, alterando a equação da temperatura de exaustão, 2.46, para,

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

Transformando a equação de velocidade de exaustão, 2.47, para,

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

Parâmetros de Desempenho de Motor a Jato

Empuxo Específico, equação 2.48, agora é expresso como,

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

E, a equação de consumo específico de combustível por empuxo, equação TSFC 2.49, pode ser demonstrada como,

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

2.3 Componentes

Nesta seção, são fornecidas informações de fundo de cada componente, bem como os diferentes tipos e suas funcionalidades.

2.3.1 Bocal de Entrada

O bocal de entrada é como um filtro de ar para o compressor. Em outras palavras, quando o ar está sendo direcionado para o compressor, o bocal de entrada é responsável por alocar e controlar o fluxo de ar, ou seja, fornecer a quantidade necessária de fluxo de ar para o motor. Antes que o fluxo de ar entre suavemente no compressor, o bocal de entrada realiza sua tarefa ao fornecer um fluxo de ar uniforme, estável e de alta qualidade para o compressor. A entrada é, indiretamente, responsável por gerar empuxo, sendo considerada um dos principais componentes pertencentes a um turbojato [6].

O desenvolvimento do bocal de entrada é um estudo extenso e aplicação das leis de dinâmica de fluidos para controlar o fluxo de ar em velocidades de voo subsônicas ou supersônicas. A distinção do regime de voo é feita de acordo com o número de Mach, no qual a entrada está operando. Para um número de Mach inferior a 1,0, opera em condição subsônica e, se o número de Mach for superior a 1,0, a velocidade de voo é supersônica [25]. O número de Mach é mostrado na equação 2.50.

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

Considerar que o fluxo de ar entra no compressor de forma uniforme é uma suposição idealizada porque, na realidade, componentes como o pilone do motor, a asa e a fuselagem desviam do ideal, o que afeta o fluxo de ar e compromete o desempenho do bocal de entrada. Vento cruzado e vórtice são exemplos de fatores que comprometem o desempenho da entrada. Em um cenário de vento cruzado, quanto mais forte ele for, mais arriscado se torna, pois a velocidade na borda pode exceder a velocidade do som nessa zona, colocando em risco as lâminas devido ao consequente aumento da velocidade do fluxo adicionado pelo lado de barlavento da entrada de ar. Um exemplo de vórtice é o vórtice de solo.

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato

Ele pode se desenvolver como resultado da colocação do motor sob as asas sendo posteriormente absorvido pela entrada, o que pode ter um impacto negativo no desempenho da entrada [6].

O design da entrada para um fluxo de ar subsônico possui um lábio bem arredondado, encontrado na figura 2.14, para evitar a separação do fluxo, resultando em um lábio mais espesso em oposição a um lábio afiado para um fluxo de ar supersônico. Quanto à seção transversal da entrada, para velocidade subsônica, elas têm uma forma redonda ou elíptica, enquanto para as entradas de velocidade supersônica, elas possuem um cone central para reduzir drasticamente o fluxo para velocidades subsônicas ou uma entrada de forma retangular, mostrada nas figuras 2.15 e 2.16 [26].



Figura 2.14: Entrada Subsônica [26]



Figura 2.15: Entrada Supersônica Axisimétrica [26]

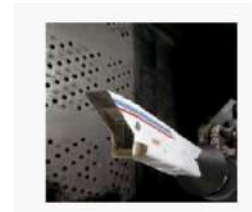


Figura 2.16: Entrada Supersônica Retangular [26]

2.3.2 Compressor

A compressão do ar é vital para as turbinas a gás e a responsabilidade por assegurá-la é do compressor. Seu princípio é converter energia mecânica, que é fornecida pela turbina na forma de trabalho, em energia de pressão. Assim, quanto melhor a conversão, melhor o funcionamento geral da turbina a gás. Para melhorá-la, existem três parâmetros importantes que caracterizam o desempenho de um compressor. O primeiro, a eficiência do compressor, indica a perda de energia durante a conversão, ou seja, mostra a energia que o compressor precisa para aumentar a energia de pressão. O segundo, a relação de pressão do compressor, é a razão entre a pressão total na saída do compressor e a entrada do compressor. O terceiro, a taxa de fluxo de ar, refere-se ao volume de fluxo de ar que o compressor é capaz de processar em um tempo unitário. Esses três parâmetros estão inter-relacionados, desempenhando um papel importante no desempenho do compressor. Por exemplo, a relação de pressão do compressor está diretamente ligada ao empuxo, consumo de combustível e eficiência do motor [6].

2.3.2.1 Centrífugo

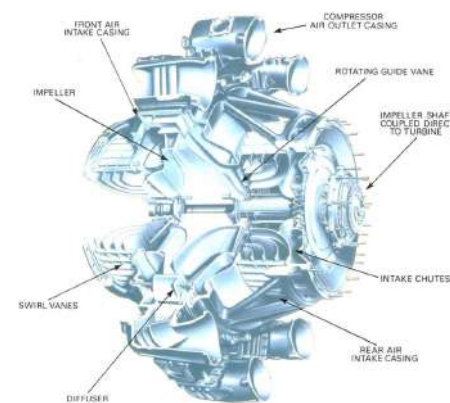


Figura 2.17: Compressor Centrífugo [8]

Este compressor, figura 2.17, possui um impulsor rotativo para acelerar o ar e um difusor fixo, que produz o aumento de pressão necessário. O impulsor gira em alta velocidade, induzindo continuamente o ar para o seu centro, gerando um fluxo de ar radial orientado por palhetas até a ponta do impulsor, que altera o fluxo de ar para perpendicular em relação ao eixo de rotação. A ação do impulsor acelerará o fluxo de ar, causando o aumento da pressão [8]. Na saída do impulsor, o ar passa por um espaço sem palhetas seguido por um difusor com palhetas constituído por palhetas tangentes ao impulsor que transformam a energia cinética em energia de pressão [27]. Quando o ar sai do impulsor, ele depende da configuração do impulsor que ditará a direção do fluxo de ar. Os diferentes tipos de impulsores estão ilustrados na figura 2.18.

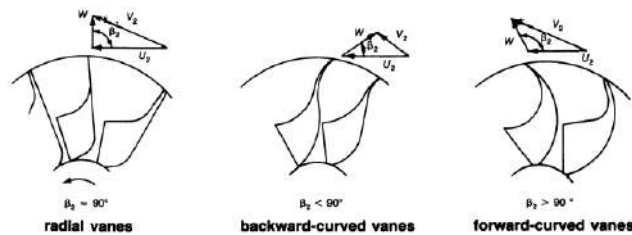


Figura 2.18: Tipos de impulsor [27]

Quando o ar passa pelo impulsor, ocorrem mudanças de pressão e velocidade. Essas alterações podem ser vistas na figura 2.19, onde um gráfico de pressão e velocidade é traçado, descrevendo a passagem do fluxo de ar pelos elementos do compressor.

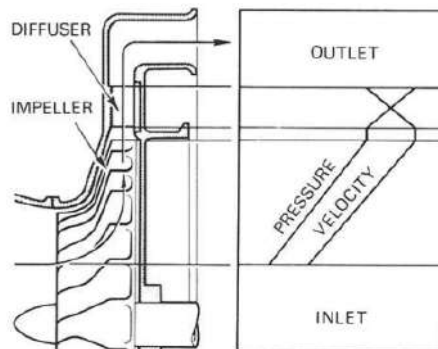


Figura 2.19: Evolução da Pressão e Velocidade ao longo do sistema impulsor-difusor [27]

Este compressor é uma escolha para turbinas a gás menores porque é mais simples, tem fabricação de baixo custo, alta estabilidade, o que significa uma maior faixa de operação. Compressores radiais obtêm uma alta relação de pressão, como 13:1 em modos experimentais e, em média, 5:1 [17]. Um balanço geral dos pontos positivos e negativos sobre os três impulsores pode ser visto na tabela 2.1.

Tabela 2.1: Vantagens e desvantagens dos diferentes impulsos [27]

Types of Impellers	Advantages	Disadvantages
<i>Radial vanes</i>	<ol style="list-style-type: none"> 1. Reasonable compromise between low energy transfer and high absolute outlet velocity 2. No complex bending stress 3. Easy manufacturing 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Surge margin is relatively narrow
<i>Backward-curved vanes</i>	<ol style="list-style-type: none"> 1. Low-outlet kinetic energy = low-diffuser inlet mach number 2. Surge margin is wide 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Low-energy transfer 2. Complex bending stress 3. Hard manufacturing
<i>Forward-curved vanes</i>	<ol style="list-style-type: none"> 1. High-energy transfer 	<ol style="list-style-type: none"> 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 Axial

O compressor axial, figura 2.20, é o mais utilizado em projetos de motores para aeronaves atuais porque pode fornecer altas relações de pressão e altas taxas de fluxo de massa ao mesmo tempo, permitindo a fabricação de motores de alto empuxo. Este compressor é formado por vários rotores, conectados ao eixo central, que aumentam a energia cinética e a pressão estática. Cada rotor é acompanhado por estatores, que são rotores fixos que reduzem a energia cinética, aumentando assim a pressão estática e evitando que o fluxo espiralize [28]. Atuando como retificadores de ar que removem o redemoinho, as pás de estator fazem isso devido ao seu ângulo variável que corrige o fluxo do rotor e direciona o fluxo na direção correta para o próximo rotor [6]. Reduzindo o ângulo de ataque, os estatores variáveis diminuem a tendência de estol [17]. A pressão e a velocidade ao longo do compressor axial são demonstradas na figura 2.21.

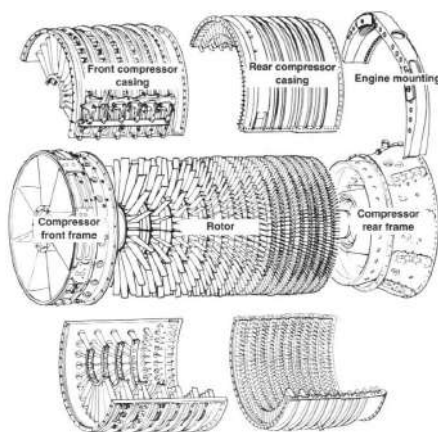


Figura 2.20: Compressor Axial [6]

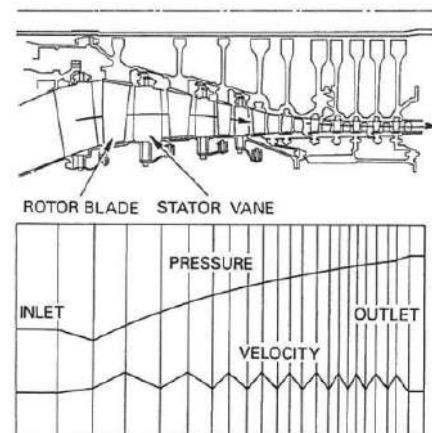


Figura 2.21: Mudanças de Pressão e Velocidade em um compressor axial [8]

Uma fileira de um rotor, com uma fileira de pás de estator, é chamada de estágio. Cada estágio tem um aumento de pressão baixo. O aumento é pequeno devido ao ângulo de deflexão das lâminas e a taxa de difusão deve ser limitada para evitar a separação do ar nas lâminas, o que poderia ser seguido por um estol das lâminas. Para suprimir esse efeito, foram criadas "válvulas de sangria" para liberar parte do ar das lâminas nas fileiras intermediárias e no estator variável. Controlando o máximo possível para evitar essas perdas, o corpo do compressor pode ser construído para ter múltiplos estágios, que,

ao comparar com o compressor centrífugo com a mesma área frontal, obtém relações de pressão mais altas, resultando em muito mais empuxo. É por isso que o compressor axial é escolhido para a maioria dos motores de aeronaves [6]. Outras vantagens são a redução do arrasto aerodinâmico devido a uma seção transversal menor e não há necessidade de desviar o fluxo, pois as correntes de ar fluem em uma direção uniforme para a turbina [8].

Esses motores podem ser compostos por mais de um carretel. O carretel é o eixo que conecta o compressor e a turbina, na qual esta última gira. Se houver apenas um conjunto de compressor e turbina, o dispositivo de propulsão é classificado como carretel único, conforme mostrado na figura 2.22. Um multi-carretel consiste em dois ou mais conjuntos de rotor, com cada rotor sendo acionado por sua própria turbina [8]. Um exemplo de multi-carretel é demonstrado na figura 2.23.

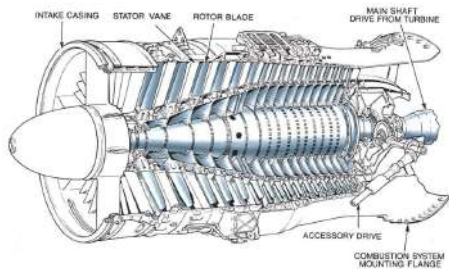


Figura 2.22: Compressor axial de único eixo [8]

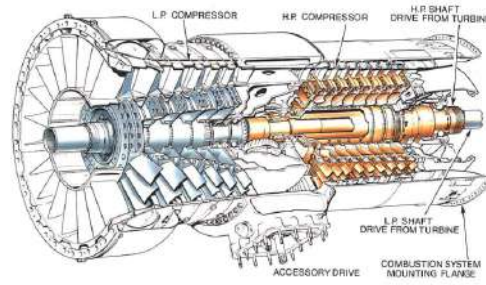


Figura 2.23: Compressor axial de duplo eixo [8]

Se o compressor gira em uma velocidade ótima, ele atinge relações de pressão mais altas. Com valores altos de relação de pressão, a eficiência do combustível é melhorada, mas há limitações. O revestimento tende a expandir e distorcer, tornando necessário um revestimento de compressor mais pesado para suportar tensões de vibração[8].

2.3.3 Difusor

O difusor ou estator é um subcomponente do sistema de compressor, que redireciona o fluxo de ar radial de alta velocidade que vem do impulsor para a Câmara de Combustão, convertendo a energia de velocidade residual em energia de pressão [29].

O sistema de difusor pode ser distinguido entre dois tipos, com lâminas ou sem lâminas. O espaço anular sem lâminas é facilmente produzido e pode ser eficiente. Como não possui lâminas, o ângulo correto das lâminas não se torna uma preocupação com a consequência de romper o fluxo. No entanto, o difusor sem lâminas não seria a escolha apropriada porque o duto de fluxo se alargaria, aumentando assim a possibilidade de rompimento do fluxo. Considerando a lei de Bernoulli, a energia total do fluxo permanece constante, ou seja, se a velocidade aumenta, a pressão diminui. Além disso, como a relação entre a velocidade e o diâmetro do difusor, com base na lei do vórtice, é constante, conclui-se que alargar o fluxo não teria o impacto desejado na conversão de pressão, portanto, o fluxo poderia se romper [29].

O difusor com lâminas pode ter as pás-guia curvas na direção da rotação do compressor ou curvas na direção oposta, ou até mesmo lâminas que se alargam, formando cunhas espessas que podem ser perfuradas. Estas últimas permitem a fixação de parafusos sem interferência no fluxo de gás. Esses tipos, mostrados na figura 2.24, são identificados como lâminas de difusor retas, lâminas curvas para frente e difusor de lâmina em forma de cunha, respectivamente. Além disso, esses tipos de difusor possuem lâminas

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato

que contrariam o movimento de torção dos gases, evitando uma queda na pressão do gás, ao eliminar o movimento espiral residual [29].

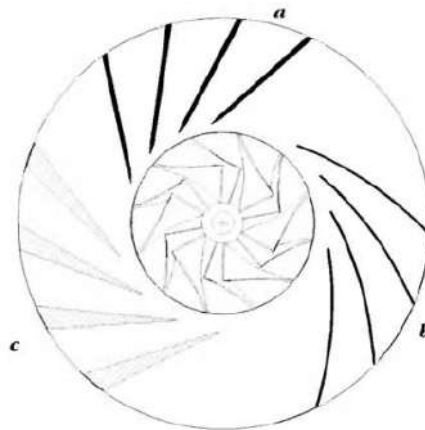


Figura 2.24: Tipos de Difusor [29]

2.3.4 Câmara de Combustão

É na câmara de combustão, veja a figura 2.25, que ocorre quase todo o aumento de energia interna e é um dos componentes mais importantes para o empuxo gerado. Ela é concebida para proporcionar uma combustão eficiente, limitando as perdas de pressão ao mínimo devido ao papel relevante que desempenha nos custos operacionais e de alcance [17]. É onde o combustível é queimado após se misturar com o ar induzido pelo compressor, seguido por uma liberação de energia térmica, após a combustão, onde o ar será expandido e acelerará através de um fluxo [6]. Para que o ar seja uniformemente

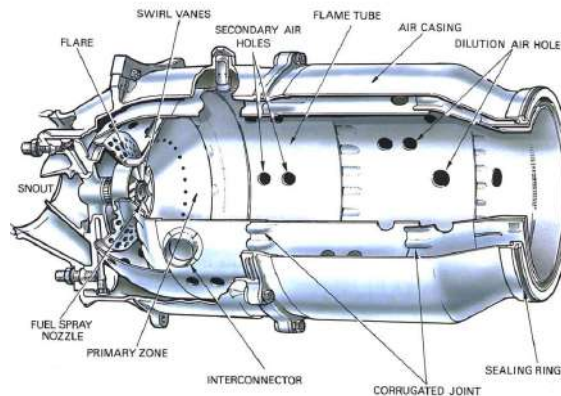


Figura 2.25: Câmara de Combustão [8]

aquecido, deve haver um controle de temperatura no momento da combustão e material adequado para resistir a temperaturas extremas durante todo o processo de combustão. A câmara de combustão suporta diferenças de aumento de calor de 650 a 1150 graus Celsius de ar pré-aquecido, que entra na câmara a 250 a 550 graus Celsius. No entanto, apenas 20 por cento do fluxo de massa de ar passa para a zona primária (onde ocorre a queima do combustível) da câmara de combustão, através das pás de redemoinho para estimular a recirculação do gás quente e pequenos orifícios do disco que suporta o gerador de redemoinho. Esta recirculação é criada pelas pás de redemoinho, que pertencem a uma peça inteira designada como nariz, que reduz a velocidade do fluxo de ar para estar nos valores desejados para manter a chama acesa, constantemente, durante toda a faixa da operação em andamento. Além disso,

há também outros 20 por cento que passam pelos orifícios de ar secundário, juntando-se ao gás quente para reduzir a temperatura antes de alcançar a turbina [8].

Nos orifícios de ar secundário, o ar passa pelas paredes externas e internas do tubo de chama, entrando após o fluxo adjacente passar pela zona primária. A união dessas duas correntes cria uma recirculação de baixa velocidade, originando um vórtice toroidal para alcançar uma chama estabilizada [8].

Com temperaturas tão altas, seria extremamente difícil para um material suportar e manter o mesmo desempenho independentemente de quão alta seja a temperatura. Portanto, para possibilitar o funcionamento adequado do material, a câmara de combustão foi projetada para ditar o curso do fluxo de ar. Isso permite o resfriamento do material e do gás quente. Para evitar um desempenho indesejado da câmara, foi desenvolvido um espaçamento no tubo de chama, de modo que o fluxo de ar resfrie as paredes do tubo de chama, evitando seu superaquecimento. Em média, para fins de resfriamento, são usados 40 por cento de um total de 60 por cento de ar que não é utilizado para combustão [6]. Em seguida, outros 20 por cento de ar passam pelos orifícios de ar secundário, entrando na zona de diluição, reduzindo as temperaturas dos gases quentes de 1800 a 2000 graus Celsius antes de alcançar a turbina [8]. A distribuição de ar dentro do queimador é demonstrada, abaixo, na figura 2.26.

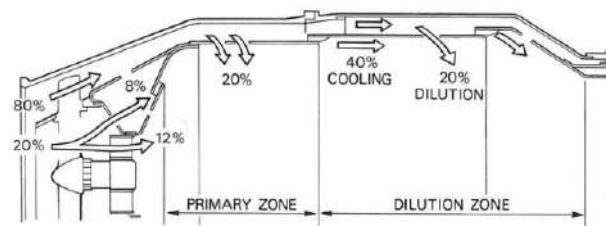


Figura 2.26: Distribuição do ar dentro do queimador [8]

Tipos de câmaras de combustão

- Múltiplas câmaras de combustão ou câmara de combustão tipo lata

Possui múltiplas câmaras individuais em paralelo formando um círculo ao redor do eixo central. A combustão é facilmente alcançável, pois é necessário apenas ignição em um ou dois queimadores. Criando uma chama que se espalha de tubo de chama para tubo de chama por meio de uma conexão chamada interconector, permite que os queimadores operem em pressão equalizada [6]. Um exemplo desta câmara é mostrado na figura 2.27.

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato

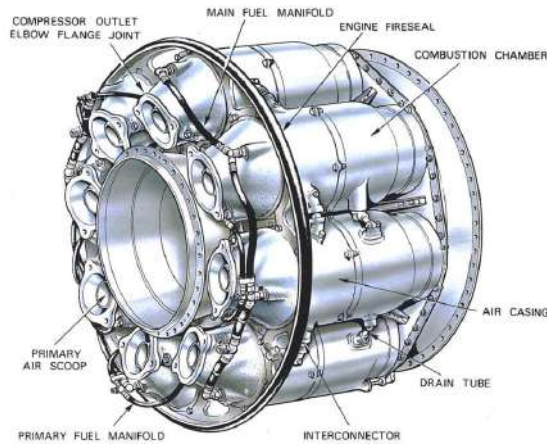


Figura 2.27: Câmara de combustão múltipla [8]

- Câmara de combustão tubo-anular ou can-anular

Surgiu como um termo intermediário entre a câmara do tipo cano e a câmara anular, melhorando as falhas de cada uma e combinando suas características mais fortes. Esta câmara de combustão, mostrada na figura 2.28, difere das múltiplas câmaras de combustão com uma carcaça externa envolvendo as várias câmaras para suprimento de ar secundário, tornando-se mais mecanicamente estável do que antes. Esta melhoria permitiu um uso mais eficiente do espaço disponível [6].

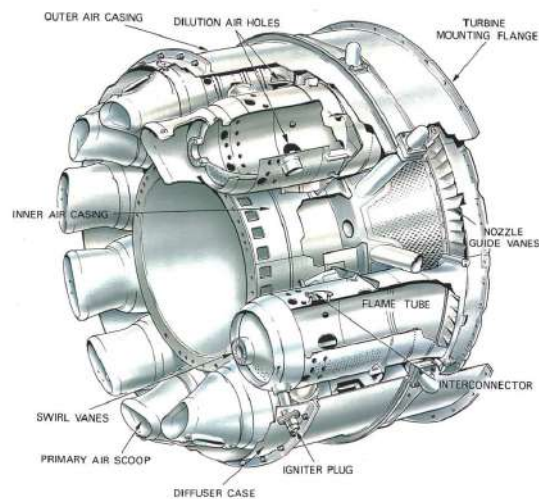


Figura 2.28: Câmara de combustão tubo-anular [8]

- Câmara de combustão anular

É um único tubo de chama, demonstrado na figura 2.29, em forma anular, que utiliza de forma mais eficiente o espaço volumétrico, permitindo um processo de combustão uniforme. Seu design mais simples proporciona uma redução benéfica do peso total, uma vez que a energia expandida através dos queimadores é a mesma, com 25 por cento a menos de comprimento. Subsequentemente, impacta o custo de produção ao reduzi-lo [8].

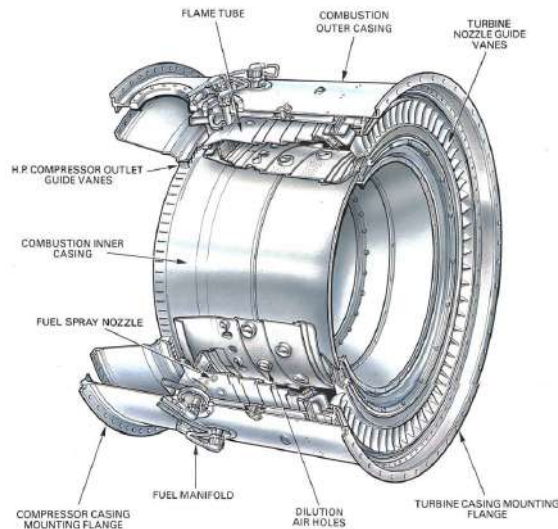


Figura 2.29: câmara de combustão anular [8]

2.3.5 Turbina

A turbina é um componente primário para o gerador de gás, que aciona o compressor. A prioridade de sua funcionalidade é retirar a energia contida no gás quente, que vem da combustão, absorvendo a energia no impacto do fluxo de gás com as lâminas. Extrai a energia quando o gás quente, em altas temperaturas, atinge o limite do espaço disponível na turbina. Este ciclo, repetidamente, promoverá a rotação, em alta velocidade, da turbina. Rápido o suficiente para acionar o compressor na forma de potência do eixo mecânico, o que é alcançável convertendo energia cinética em energia de pressão e trabalho [8].

2.3.5.1 Axial

A maioria dos motores em aeronaves possui turbinas de fluxo axial devido à maior entrada de fluxo de massa. Este tipo de turbina é caracterizado por um conjunto de um estator e um rotor, nessa ordem respectiva. Um estator é um bocal estacionário com pás-guia de uma seção de aerofólio que ajusta o fluxo da câmara de combustão para a turbina, retificando o caminho do fluxo, acelerando o gás e criando um efeito de bocal, daí o motivo do seu nome. Seguido por uma roda rotativa que utiliza a energia cinética para criar movimento [8].

Para que a extração de energia seja bem-sucedida, as pás da turbina induzem um redemoinho no fluxo de gás para obter um trabalho uniforme ao longo do comprimento das pás. O design das pás terá um efeito sobre o fluxo expelido da turbina, tornando-se mais de fluxo axial, antes de entrar no sistema de escape [6].

Para ser uma turbina eficiente, seu design e desenvolvimento devem estar de acordo com as especificações do motor. Uma especificação importante é a demanda de potência, que afetará o número de estágios em uma turbina. No entanto, o número de estágios que precisam ser adicionados não depende apenas da demanda de potência, mas também da velocidade de rotação, do diâmetro máximo permitido da turbina e do número de carretéis do compressor. Por exemplo, motores com alta taxa de compressão costumam ter dois eixos para acionar o compressor de baixa e alta pressão [6].

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato

O movimento rotacional causa tensão no disco da turbina que aumenta junto com o quadrado da velocidade [8].

Novos materiais e técnicas de resfriamento foram desenvolvidos para suportar as altas temperaturas e pressões. Um material geralmente utilizado em velocidades das pás é a superliga à base de níquel, devido à sua alta resistência ao creep e à força em altas temperaturas [30]. Mesmo assim, esforços estão sendo feitos para prevenir e gerenciar perdas em qualquer parte e funcionamento da turbina. No entanto, é extremamente difícil evitar perdas como atrito, mudança de fluxo ou folga na ponta [6].

A forma como uma turbina converte energia designa o tipo dela, distinguindo-a em três tipos: impulso, reação e impulso-reação.

A turbina de impulso, mostrada na figura 2.30, é semelhante a uma roda d'água que extrai energia do fluxo de gás pelo impacto do gás nas pás da turbina. O gás flui pelas pás-guia do bocal, saindo com maior velocidade, diminuindo a pressão e a temperatura. No estágio do rotor, o fluxo acelerado impactará nas pás do rotor, reduzindo a velocidade devido à energia transferida do gás para as pás. Essa troca de momento resultará na rotação da roda [6].

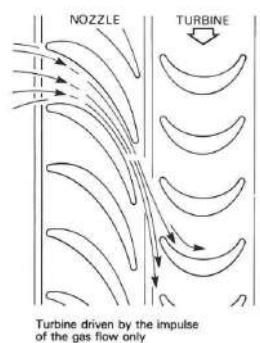


Figura 2.30: Turbina de impulso [8]

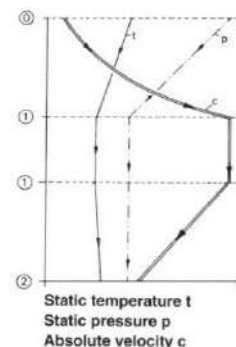


Figura 2.31: Variação das propriedades ao longo de [8]

Observando a figura 2.31, há três fases distintas. Quando o gás entra nas pás-guia do bocal, correspondente à fase de zero a um, sofre uma diminuição de pressão e temperatura com um aumento de velocidade. Em seguida, ao longo da fase um, à medida que o gás sai das pás-guia do bocal e atinge as pás do rotor, a temperatura, pressão e velocidade permanecem constantes. Depois, segue para o caminho das pás do rotor, fase de um a dois, onde a energia é extraída na forma de trabalho, reduzindo a velocidade do fluxo de gás. Pode-se observar um ligeiro aumento de temperatura como consequência do atrito [8].

A turbina de reação não difere muito da turbina de impulso. A diferença está nas pás do rotor. Em outras palavras, o caminho das pás do rotor, devido ao design da pá, cria um efeito de bocal, acelerando mais o fluxo de gás. Por causa de seu design, também é gerada uma força aerodinâmica, além do momento gerado pelo impacto do gás nas pás, fazendo com que o rotor gire [8].

A constrição nas seções transversais do caminho do fluxo causa o efeito de bocal explicado anteriormente. Além disso, há uma redução ligeiramente menor de temperatura e pressão do que na turbina de impacto.

2.3.5.2 Radial

Desde o primeiro uso em um motor a jato, no final de 1930, até a utilidade dos turbocompressores, a turbina de fluxo radial é utilizada para diversos fins, por exemplo, expansores de liquefação de gás na indústria petroquímica, pequenas turbinas a gás que fornecem energia para helicópteros ou como unidades geradoras [27].

Uma turbina radial apresenta um grande benefício para a produção de trabalho. Este tipo de turbina fornece mais potência do que dois ou mais estágios de uma turbina de fluxo axial. Além disso, o custo para sua fabricação é menor do que o de uma turbina axial de estágio único ou múltiplo. No entanto, em termos de eficiências, este tipo de turbina perde para o tipo axial, que é a principal razão pela qual o tipo axial é mais aplicado em motores de aeronaves [27].

A turbina de fluxo radial é dividida em dois tipos:

- Turbina de fluxo radial em balanço

Esta turbina, observada na figura 2.32, é semelhante a uma turbina de baixa reação ou de impulso devido à ausência de aceleração do fluxo através da turbina. É caracterizada por não usar ângulos de entrada radiais e possuir pás em balanço bidimensionais. Valores de baixa eficiência e complicações na fabricação são a razão de seu uso raro [27].

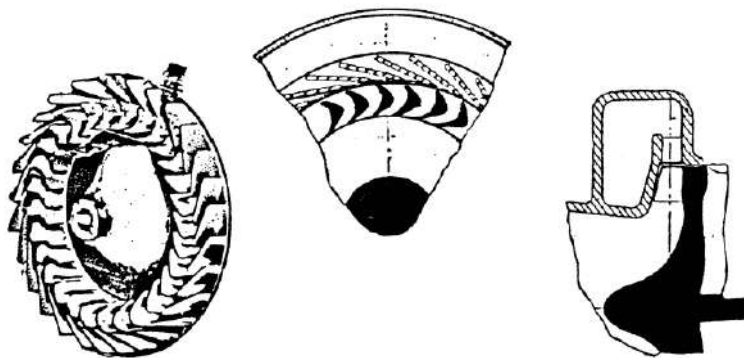


Figura 2.32: Turbina de fluxo radial em balanço [27]

- Turbina de fluxo radial misto

Esta turbina, mostrada na figura 2.33, é composta, primeiramente, por uma voluta que coleta, de um único duto, o fluxo, para lâminas de bocal que são frequentemente usadas como bocais sem aletas, como em turbocompressores onde a eficiência não é importante devido ao excesso de energia nos gases de escape. Com um design de aletas, o fluxo é direcionado pelas lâminas, acelerando-o. Essas lâminas são fundidas no cubo ou no disco, provocando uma força normal à linha de fluxo. Quando o fluxo atinge a seção final curva das lâminas ou exdutor, parte da força de velocidade tangencial é removida. Finalmente, o fluxo chega ao difusor de saída, onde a alta velocidade absoluta do exdutor é transformada em pressão estática [27].

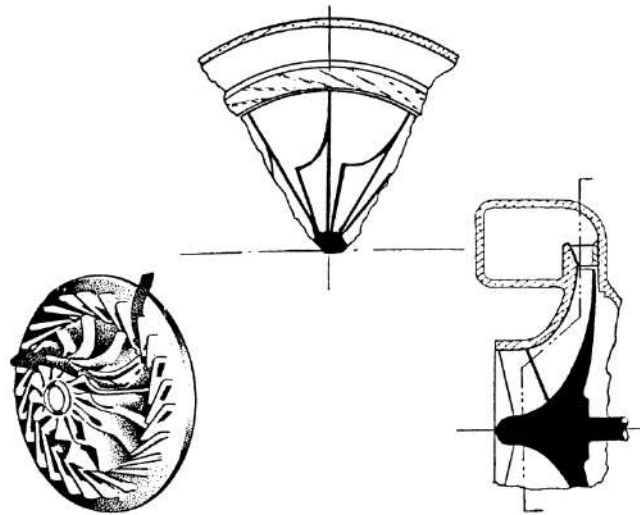


Figura 2.33: Turbina de fluxo radial misto [27]

2.3.6 Bocal de Escape

O último componente de um turbojato é responsável pela geração de empuxo, separando o turbojato de ser um gerador de gás, como mencionado anteriormente. Seu método de produzir empuxo consiste em converter a entalpia restante em velocidade de escape [29].

O bocal é desenvolvido de acordo com o desempenho necessário e assume várias formas. Em relação ao design, distinguem-se três tipos:

- Bocal Convergente

A área da seção transversal do duto diminui ao longo da direção da linha de corrente, terminando com uma área de seção transversal menor, acelerando assim o fluxo. A aceleração ocorre devido a uma pressão mais alta na entrada do bocal do que a pressão ambiente, descarregando o fluxo até que atinja a pressão ambiente, onde o gás se expandirá completamente. Se este bocal descarregar em velocidade sônica, onde a taxa de fluxo de massa é máxima, o bocal é considerado estrangulado. É aplicado principalmente em aeronaves comerciais e militares de alto subsônico [6].

- Bocal divergente

A área da seção transversal aumenta, atingindo seu tamanho máximo na descarga. Isso faz com que o fluxo de fluido se espalhe pelo bocal, desacelerando o fluxo [31].

- Bocal Convergente-Divergente

Caracterizado por uma seção transversal variável. Na parte frontal, a área da seção transversal diminui, seguida por um aumento adicional na área da seção transversal. Controlar a parte convergente e divergente torna o bocal de geometria variável frequentemente usado para adicionar mais empuxo[6]. A figura 2.34 é um esboço do bocal convergente e divergente.

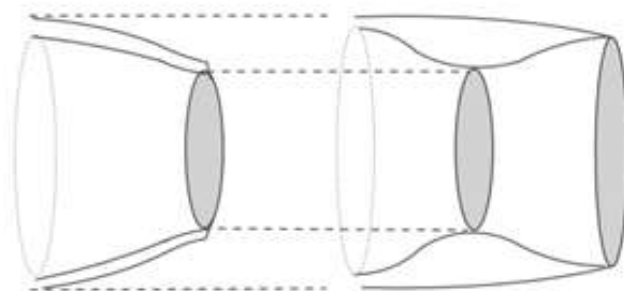


Figura 2.34: Bocal Convergente-Divergente

2.3.7 Sistema de Combustível

2.3.7.1 Combustíveis

Selecionar o combustível apropriado para um motor turbojato de pequeno porte depende da energia máxima disponível por quilograma de combustível [10]. Os combustíveis com alto calor específico de combustão incluem gasolina, querosene, diesel, JP1 a JP8, que são diferentes tipos de combustível de aviação, gás propano e butano. Se possível, o uso de combustível de aviação tipo quatro querosene e gasolina são as melhores opções para o processo de combustão. A forte presença de hidrocarbonetos voláteis nesses dois combustíveis os coloca como favoritos [29]. No entanto, o combustível diesel, que é semelhante ao querosene, tem uma alta densidade energética, tornando-o preferível para uso por ser facilmente obtido, encontrado em todos os postos de gasolina [10]. Além disso, a mistura vapor de diesel-ar tem uma temperatura de ignição mais baixa, aproximadamente, 300 graus Celsius, do que a mistura vapor de gasolina-ar que necessita de uma temperatura acima de 600 graus Celsius para inflamar [10].

Os combustíveis mais apropriados para motores turbojato de pequeno porte são os combustíveis gasosos, particularmente, propano ou butano. Além desses gases, o uso de metanol poderia ser considerado, embora sua baixa densidade energética jogue desfavoravelmente para sua seleção. A bomba de combustível para este tipo de combustível é dispensável, já que o gás pressurizado flui através do motor espontaneamente [29]. Dos tipos de combustíveis gasosos mencionados, o propano é considerado mais adequado para testes estáticos ou trabalhos de desenvolvimento [10]. Apesar dos benefícios, este gás requer um tanque de pressão com o dobro do volume para a mesma massa de combustível diesel, devido à sua baixa densidade energética [10]. As diferenças dos combustíveis discutidos podem ser discernidas na tabela demonstrada, Tabela 2.2.

Tabela 2.2: Combustíveis [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 _{hi} [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)

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato

2.3.7.2 Modos de Injeção de Combustível

A mistura de ar e combustível pode ser realizada por atomização ou vaporização do combustível. A primeira é uma técnica comum usada em aeronaves de tamanho real, onde a qualidade da combustão depende fortemente do tamanho das gotículas do combustível atomizado. A complexidade desta técnica supera seus benefícios para injeção em pequenos motores [29].

A vaporização do combustível consiste em pequenos tubos, conhecidos como vaporizadores, por onde o gás pré-aquecido flui, vaporizando parte do combustível antes de alcançar a zona primária. O combustível é empurrado através de tubos finos, onde cada um está conectado a um único tubo em forma de gancho. O aspecto benéfico deste sistema é que o combustível se mistura com o ar antes de entrar na zona de combustão. Infelizmente, a eficácia deste método só pode ser confirmada através de experimentos sistemáticos, por exemplo, se o vaporizador estiver excessivamente estendido, a temperatura tende a subir [29]. Os tipos de injeção de combustível podem ser vistos na figura 2.35.

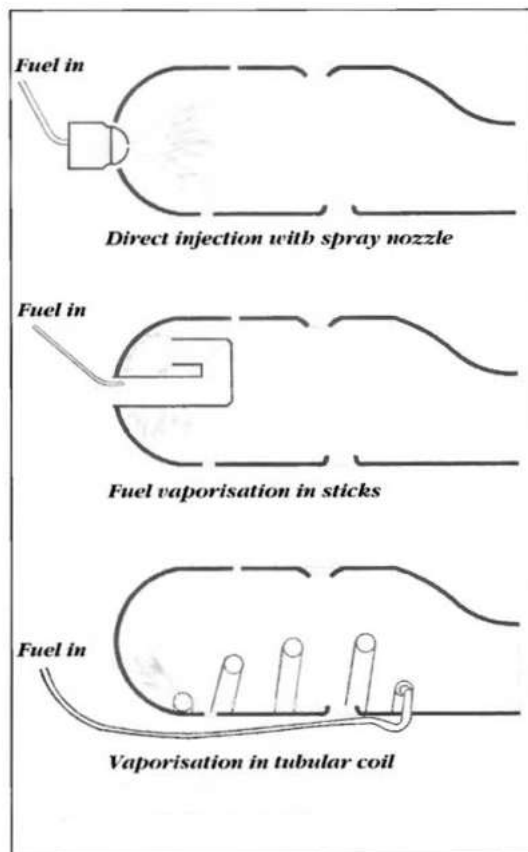


Figura 2.35: Modos de Injeção de Combustível [29]

2.4 Noções Básicas de Turbocompressor

O início do turbocompressor remonta a 1885, quando Gottlieb Daimler criou e patenteou o processo mecânico de pré-compressão do ar que entra no motor. No entanto, o considerado criador do turbocompressor foi um engenheiro suíço, Alfred Büchi, que patenteou sua invenção em 1915, demonstrada na figura 2.36 [32].

Este dispositivo é composto por um compressor e uma turbina conectados por um eixo comum, forçando a

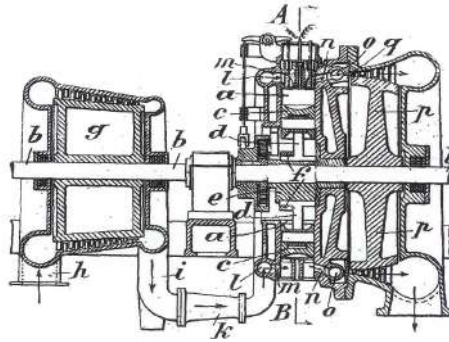


Figura 2.36: Turboalimentador, Patente de Alfred Büchi [32]

indução de ar para a câmara de combustão de um motor de combustão interna. Os componentes do turbocompressor estão ilustrados na figura 2.37.

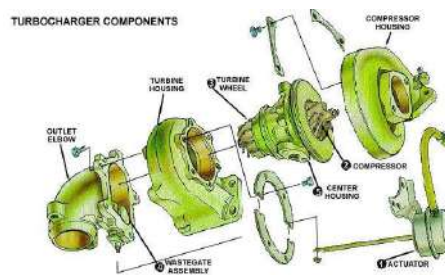


Figura 2.37: Componentes do Turboalimentador

A turbina utiliza os gases de escape do motor como uma forma de produzir o trabalho necessário, acionando-o pelo eixo, para que o compressor comece a girar. O compressor pressuriza o ar, fornecendo-o à câmara de combustão. Na câmara de combustão, há um aumento no fluxo da mistura de combustível e ar, uma vez que a quantidade de combustível é proporcional ao excedente de ar [33].

Com mais combustível queimado, a potência de saída aumenta assim como a eficiência do motor de combustão interna. Este ciclo é demonstrado na figura 2.38. Esses resultados foram descobertos pela primeira vez por Alfred Büchi em sua primeira e bem-sucedida aplicação, obtendo um aumento de potência superior a 40 por cento [32]. Este aumento, tanto em potência quanto em eficiência, tornou o turboalimentador um dispositivo amplamente utilizado em veículos.



Figura 2.38: Trabalho do Turboalimentador [35]

O desenvolvimento de um turbocompressor envolve o design das pás do compressor e da turbina, assim como de suas carcaças. Os designs das pás são analisados em CFD, Dinâmica de Fluidos Computacional, para entender como o ar flui. Quanto ao design das carcaças, o espaço entre o rotor deve ser pequeno o suficiente para que o rotor consiga conduzir o fluxo de ar. Caso contrário, há a possibilidade de o fluxo escapar

Projeto e Fabricação de um mini-motor turbojato

entre a borda do rotor e a carcaça [33].

Em geral, se mais informações são necessárias sobre um turbocompressor específico, o fabricante possui um gráfico que descreve o desempenho do compressor do turbo, no qual inclui a relação de pressão, taxa de fluxo de massa, velocidade do turbo e regiões de eficiência. O gráfico, referido como mapa do compressor, fornece detalhes importantes, permitindo saber qual seria a taxa de fluxo de ar para, especificamente, este compressor, para uma dada relação de pressão. A Figura 2.39 é apresentada, reconhecendo as diferentes características de desempenho no gráfico. Logo abaixo, está uma breve explicação das características observadas [34].

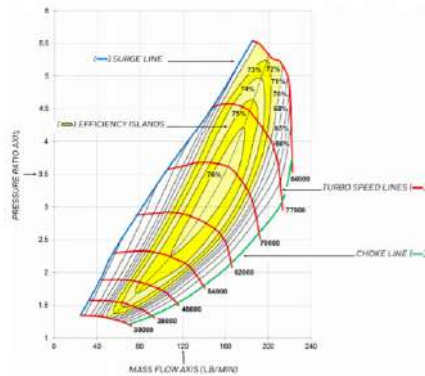


Figura 2.39: Exemplo de um Mapa do Compressor[34]

- Relação de pressão: razão da pressão absoluta de saída pela pressão absoluta de entrada [34].
- Taxa de Fluxo de Massa: massa de ar passando pelo compressor durante um determinado período de tempo[34].
- Linha de surge: traça a linha que distingue uma operação estável, encontrada no lado direito da linha, de uma região de instabilidade de fluxo que poderia levar a uma falha precipitada do turbo, causada por uma grande carga de empuxo [34].
- Linha de estrangulamento: é a linha que separa a máxima taxa de fluxo de massa que o compressor pode processar, lado esquerdo da linha, da incapacidade do compressor de processar o fluxo devido às velocidades sônicas alcançadas, no rotor, entrada pelo fluxo, impedindo o aumento da taxa de fluxo [34].
- Ilhas de eficiência: regiões concêntricas no mapa do compressor que correspondem à eficiência do compressor diferenciada pelos tamanhos das regiões. Quanto menor for a região, maior será a eficiência [34].

O mapa do compressor obtido para esta tese está ilustrado na figura 2.40, embora não seja o gráfico real do desempenho do compressor, o que dificultou a obtenção de uma taxa de fluxo de massa exata para uma dada relação de pressão. O gráfico representa o mapa do compressor do modelo de turbo, RHB31 VZ21, semelhante ao turbo IHI RHF3 [36].

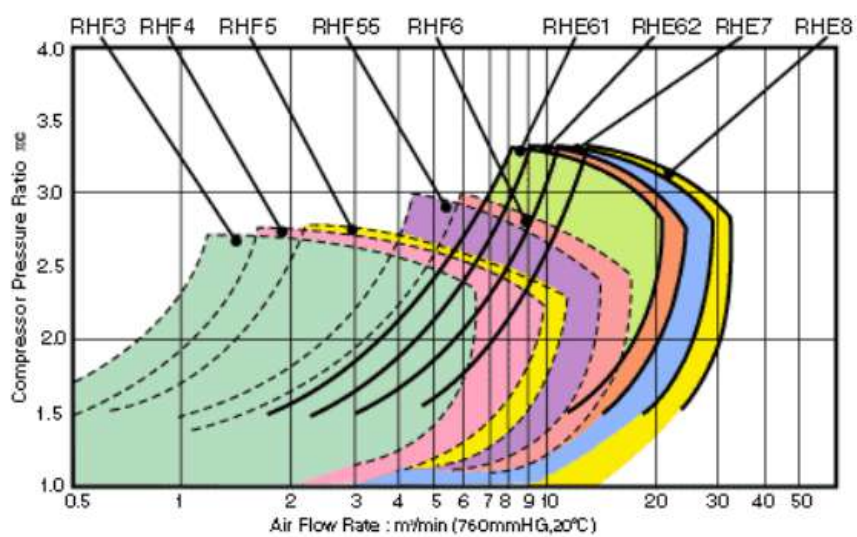


Figura 2.40: Mapa do Compressor RHB31VZ21 [36]

Capítulo 3

Metodologia

Este capítulo destaca como o processo de design e fabricação de cada componente do mini-turbojato foi realizado. Cada componente do motor é projetado, explicando como as dimensões foram obtidas para o design e quais são os materiais para cada componente. A segunda seção descreve o processo de fabricação escolhido. Um fluxograma da metodologia é apresentado na figura 3.9, encontrada no final do capítulo 3.

3.1 Processo de Dimensionamento

3.1.1 Compressor

O ponto de partida para o dimensionamento deste motor é o compressor. O compressor escolhido para este projeto experimental é da empresa de turbos IHI, modelo RHB31 VZ21.

A partir do exame da literatura, os compressores utilizados em projetos semelhantes, por exemplo, o turbojato de Kamps ou o turbojato WPI, eram centrífugos por oferecerem uma maior razão de compressão e eficiência. Além disso, o turbo ou o conjunto compressor/turbina está facilmente disponível online e pode ser adquirido a um custo relativamente baixo, quando comparado a outros turbos. Como já foi adquirido, este compressor foi utilizado para desenvolver esta tese.

O projeto do compressor deve ser feito com as medidas exatas, para que o projeto seja preciso. Para isso, os produtores de turbos foram contatados. No entanto, não foi possível para eles fornecer essas dimensões, pois são informações confidenciais. As informações através da pesquisa para o mapa do compressor foram encontradas no documento de especificações técnicas da ECOTRON [36], mostrado na figura 2.40.

As dimensões básicas como, espessura da base, altura do impulsor/pá e, diâmetro de entrada/saída do impulsor foram medidas usando um paquímetro. No entanto, apenas o diâmetro de saída do impulsor era necessário.

De acordo com Kamps, um modelo de turbojato pode ser produzido usando suas dimensões de turbojato com um fator de escala, obtido a partir de uma razão entre o diâmetro do compressor, 36,6 milímetros, com o diâmetro do compressor de Kamps, 66 milímetros [29] com um valor de, aproximadamente, 0,55. A partir deste valor, foram obtidas as dimensões estimadas das peças do motor.

3.1.2 Flange de Entrada

Esta peça é a tampa do motor no lado do compressor que fixa o difusor à carcaça externa. Foi projetada com base no projeto do Instituto Politécnico de Worcester [37], adaptando seu tamanho de acordo com as dimensões da carcaça do compressor e da carcaça externa deste motor, para que o design se encaixe na carcaça externa com uma folga muito pequena. Além disso, os furos dos parafusos

foram feitos para estar alinhados com os furos do difusor e da carcaça externa, para um melhor acoplamento de ambos os componentes.

O alumínio foi o material escolhido para a fabricação deste componente. No entanto, não é possível especificar o tipo de metal, devido ao fato de que este material foi retirado de um bloco de motor sobressalente.

3.1.3 Carcaça do Compressor

Este componente foi projetado de acordo com o diâmetro das pás do difusor, para não sobredimensionar a carcaça e para que os furos dos parafusos fiquem alinhados com os furos das pás do difusor. Em seguida, foi feita a parte que acomoda o compressor. A folga da entrada ao redor do compressor não deve exceder 0,3 milímetros para alcançar eficiências toleráveis [29].

No entanto, para ter sucesso no projeto da carcaça do compressor respeitando a tolerância, deveria ter sido feito um escaneamento 3D do compressor, para poder determinar a curvatura do compressor rotativo. Devido ao fato de não ter sido possível obter um escaneamento 3D, a carcaça foi projetada fazendo circunferências do diâmetro do exdutor e do indutor do compressor. Na figura 3.1, encontra-se o ponto de partida para este projeto.

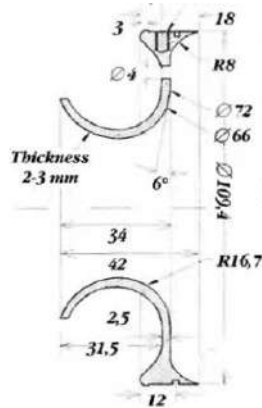


Figura 3.1: Carcaça do Compressor [29]

Na literatura examinada, o material recomendado para esta peça é o alumínio. Portanto, decidiu-se construir usando este material. Infelizmente, não é possível saber a especificação do tipo de alumínio, pois também foi retirado de um bloco de motor sobressalente.

3.1.4 Difusor

A peça mais complicada e desafiadora de projetar foi o difusor. O primeiro passo a tomar foi escolher o estilo do difusor: sem lâminas ou com lâminas e, se for com lâminas, decidir entre lâminas retas, curvadas para frente ou lâminas em forma de cunha. A partir dos exemplos observados na literatura, optou-se por projetar um difusor de lâmina em forma de cunha, levando em consideração os parafusos de fixação, que permitem que a carcaça do compressor se prenda ao difusor e evite vazamentos do fluxo de gás [29].

Primeiro, foi dimensionado o difusor com base no difusor de Kamps. O livro de Thomas Kamps,[29] indica as dimensões do difusor e inclui o perfil da lâmina axial, mostrado nas figuras 3.2 e 3.3.

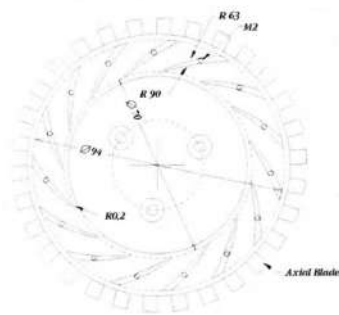


Figura 3.2: Difusor [29]

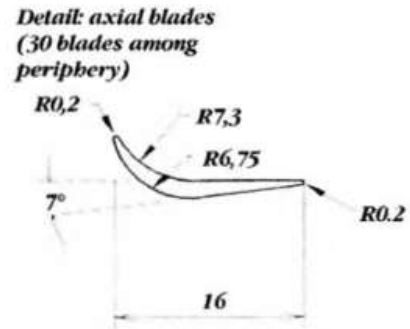


Figura 3.3: Perfil de Pás do Difusor[29]

3.1.5 Eixo e Carcaça do Eixo

Revisando os projetos de eixos de mini-turbojatos como o KJ66, AMT Olympus ou o motor de Kamps, observou-se que os projetos eram, relativamente, iguais. Portanto, o eixo foi dimensionado reduzindo as dimensões do eixo de Kamps descrito na figura 3.4.

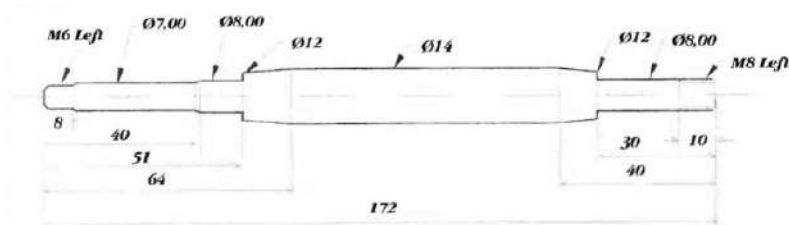


Figura 3.4: Eixo [29]

O eixo acomoda dois rolamentos, localizados nos assentos dos rolamentos, posicionando o rolamento em ambos os lados do eixo. Os degraus são para o ajuste apertado dos rolamentos para evitar seu deslocamento. Para produzir este eixo, foi decidido usar uma barra de aço inoxidável como material a ser posteriormente usinado.

A carcaça do eixo foi projetada, assim como o eixo, para abrigar internamente o eixo com os dois rolamentos e acoplar o difusor, fixado com parafusos à carcaça, juntamente com a carcaça do estator, que também será fixada com parafusos à carcaça. Apesar da variedade de designs de carcaças de eixo, o design determinado seria simples e reto, alargando-se em ambas as extremidades da carcaça para permitir espaço para os parafusos fixarem o difusor e a carcaça do estator. O dimensionamento foi executado adaptando à nossa escala as dimensões da carcaça do eixo que estão representadas na figura 3.5.

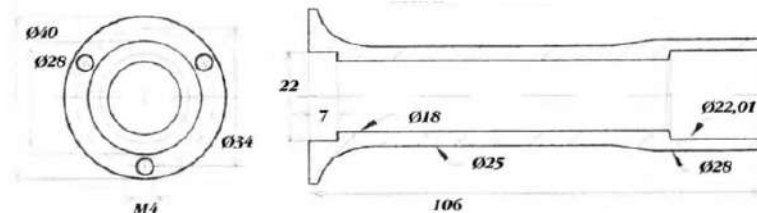


Figura 3.5: Carcaça do Eixo [29]

O alumínio é o material do qual é constituída a carcaça do eixo, mas seu tipo não é viável de determinar, pois foi retirado de um bloco de motor sobressalente.

3.1.6 Câmara de Combustão

O design considerado ideal para a câmara de combustão foi uma câmara anular. Em consonância com a literatura revisada, parecia a melhor escolha por seu design simples e praticidade, ou seja, facilitaria o processo de fabricação em comparação com outros tipos. Além disso, o design do combustor, geralmente, vem de dados empíricos e, como o objetivo não é melhorar um design, a escolha de uma câmara de combustão que já desempenhou com sucesso seu papel foi a decisão mais sábia a tomar. Portanto, decidiu-se projetá-la com base na câmara de combustão de Kamps, adaptando seu tamanho e furos para esta câmara de combustão. Consiste em uma chapa de aço inoxidável de 0,5 mm de espessura moldada em um tubo com o diâmetro desejado e uma série de furos de diferentes diâmetros. As figuras 3.6 e 3.7 abaixo demonstram o design da câmara de combustão que foi utilizado [29]. A câmara de combustão

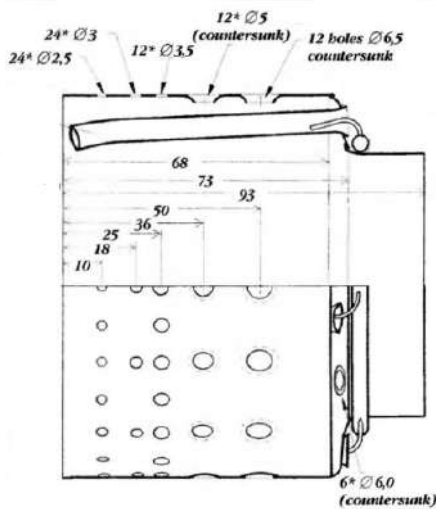


Figura 3.6: Tubo de Chama Externo [29]

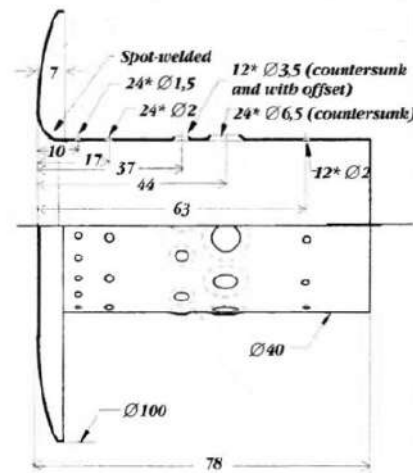


Figura 3.7: Tubo de Chama Interno[29]

possui dois tubos, um tubo menor que vai dentro do maior. Os diâmetros dos furos e a distância entre eles foram reduzidos para um tamanho e distância adequados, em relação a este mini-turbojato.

3.1.7 Distribuidor de Combustível

O distribuidor de combustível, como o nome indica, dispersa o combustível para os tubos de vaporização da câmara de combustão. Nas pequenas turbinas a gás observadas, o design é, quase, o mesmo. Portanto, foi projetado um anel injetor, com um diâmetro adequado, para a câmara de combustão projetada. O anel injetor é colocado no lado interno da câmara de combustão do lado da turbina e possui vários injetores correspondentes a cada tubo de vaporização. O combustível vem de uma fonte externa que está conectada a um tubo que atravessa a carcaça externa até a câmara de combustão, onde também está ligado ao anel injetor. O distribuidor de combustível é feito de um tubo de aço inoxidável com 3 milímetros de diâmetro [29].

3.1.8 Sistema de Pás Guia do Bocal

As pás-guia ou estator, fixadas à carcaça, redirecionam o fluxo para a turbina. A carcaça, além de segurar as pás-guia, é projetada para ter o espaço necessário para a turbina girar, mantendo constante a folga entre os dois componentes, para que a eficiência não seja

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato

afetada. A maioria dos projetos do sistema de pás-guia do bocal foi feita para turbinas axiais. No entanto, o sistema de pás-guia do bocal foi projetado com base em outros projetos com uso de uma turbina radial[38].

O dimensionamento foi pensado em conformidade com os componentes afetados pelo seu design, como a câmara de combustão, o distribuidor de combustível e a carcaça do eixo. A ideia era encaixar o tubo de chama externo com as pás-guia do bocal, onde o distribuidor de combustível seria fixado em uma flange, no tubo de chama interno.

3.1.9 Turbina

A turbina, assim como o compressor, foi recuperada do turbo RHB31 VZ21.

3.1.10 Bocal de Escape

Este componente é responsável pela geração de empuxo. No entanto, esta dissertação não tem como objetivo principal a otimização do empuxo gerado, mas sim o design e a fabricação de uma pequena turbina a gás autossuficiente. O design do bocal é um bocal convergente simples, garantindo uma construção direta que é projetada a partir do dimensionamento deste componente, que foi baseado na revisão da literatura. A figura 3.8 demonstra as dimensões do bocal de escape, embora tenha sido reduzido e adaptado para este motor a jato. O material recomendado para este componente é uma chapa de aço inoxidável com 0,5 milímetros de espessura[29].

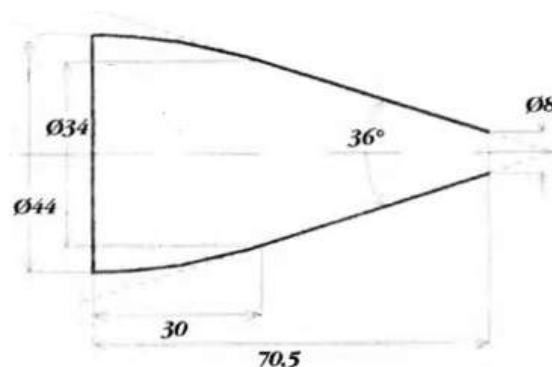


Figura 3.8: Bocal de Escape [29]

3.1.11 Rolamento, Lubrificação e Injeção de Combustível

A seleção de rolamentos deve ser realizada considerando o propósito do rolamento. O rolamento, para uma pequena turbina a gás, deve resistir a condições de altas temperaturas e velocidades de rotação extremas. Com esses requisitos, os fabricantes de rolamentos foram procurados para encontrar aqueles que possuíam o conjunto de rolamentos com as medidas desejadas, para se ajustar adequadamente no eixo.

Os rolamentos escolhidos foram rolamentos de esferas de sulco profundo de aço inoxidável, da empresa SKF, suportando até 120000 RPM[39] e são resistentes a altas temperaturas porque, quanto maior a RPM, maior será a temperatura do rolamento [40]. Para um funcionamento adequado dos rolamentos, deve haver um sistema de lubrificação, que deve ser criado implementando dois tubos finos de aço inoxidável na carcaça do eixo, conectados a uma bomba de óleo. Cada tubo entra em cada lado de um rolamento, para o transporte do lubrificante. Os tubos passam pela carcaça externa

e depois, para trás do difusor, inseridos na carcaça do eixo.

A injeção de combustível é feita por um tubo de combustível que vai, do anel de distribuição de combustível através do lado da carcaça da turbina, até a fonte externa de combustível. No anel de distribuição, o combustível então vai para os tubos de vaporização. A câmara de combustão foi projetada para permitir que o motor funcione com diferentes combustíveis em estado gasoso ou líquido.

3.1.12 Carcaça Externa

A parte final deste motor consiste em um tubo de aço inoxidável com 0,5 milímetros de espessura[29]. No lado do compressor, alguns furos foram feitos para permitir que os parafusos passem pela carcaça, alcançando o difusor. Os parafusos foram apertados, fixando a carcaça externa ao difusor. Na outra extremidade, a carcaça externa é fixada às pás-guia do bocal. O design deste componente, sendo um dos últimos a ser projetado, não precisou ser reduzido com base na literatura. Com os outros componentes projetados, a carcaça externa deve cobrir, adequadamente, o gerador de gás.

3.2 Processo de Fabricação

As diretrizes de construção para esta tese, baseadas na literatura revisada e em vídeos online sobre a fabricação de motores a jato em miniatura, estão divididas em duas subseções, diferenciadas pelos dois principais materiais utilizados para produzir os componentes necessários para o motor. Um é o alumínio e o segundo é o aço inoxidável.

Os componentes à base de alumínio são a flange de entrada, a carcaça do compressor e o difusor. A produção dessas peças foi realizada, com a ajuda do FABLAB da UBI, Laboratório de Fabricação, na fresadora CNC de 5 eixos. Considerou-se fazê-lo lá devido à precisão da produção, que é impossível de igualar se fosse feita à mão, através do uso de fresadoras manuais. Para que a fresadora CNC de 5 eixos produza o componente desejado, é necessário um arquivo em formato .stp obtido a partir das opções de salvamento do software de design, neste caso, o software CATIA. Com este procedimento, blocos redondos de alumínio são transformados na forma esperada, com uma margem de erro operacional extremamente baixa. No entanto, a carcaça do eixo foi criada através da operação manual de um torno.

Os elementos de aço inoxidável foram fabricados com o uso de uma furadeira vertical, um torno, uma roladora e uma máquina de jato de água. Primeiramente, foi utilizada a máquina de jato de água para cortar as peças projetadas para cada componente. As peças foram cortadas de uma chapa de aço inoxidável, conseqüentemente, os componentes projetados tiveram que ser desenhados em sua forma plana, que, posteriormente, foram trabalhados para alcançar a forma desejada. A ação seguinte foi perfurar os furos, nas peças planas, pertencentes ao tubo de chama interno e externo, a câmara de combustão. As perfurações foram feitas usando uma furadeira vertical.

As “arruelas planas” serão fixadas, posteriormente, aos respectivos componentes, especificamente, ao sistema de palhetas-guia do bocal, à parte traseira da câmara de combustão e ao revestimento. O próximo passo a ser tomado foi moldar as peças planas da câmara de combustão, do sistema de palhetas-guia do bocal e do revestimento ao diâmetro necessário. Ao finalizar a moldagem da peça, as “arruelas planas” foram soldadas para obter os tubos e anéis planos. O último componente, o eixo, com a ajuda

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato

de um desenho esquemático bidimensional, foi fabricado com um torno.

Em geral, as peças foram projetadas e fabricadas usando um procedimento semelhante ao utilizado para o difusor, visto na figura 3.9.

Projeto e Fabricação de um mini-motor turbojato

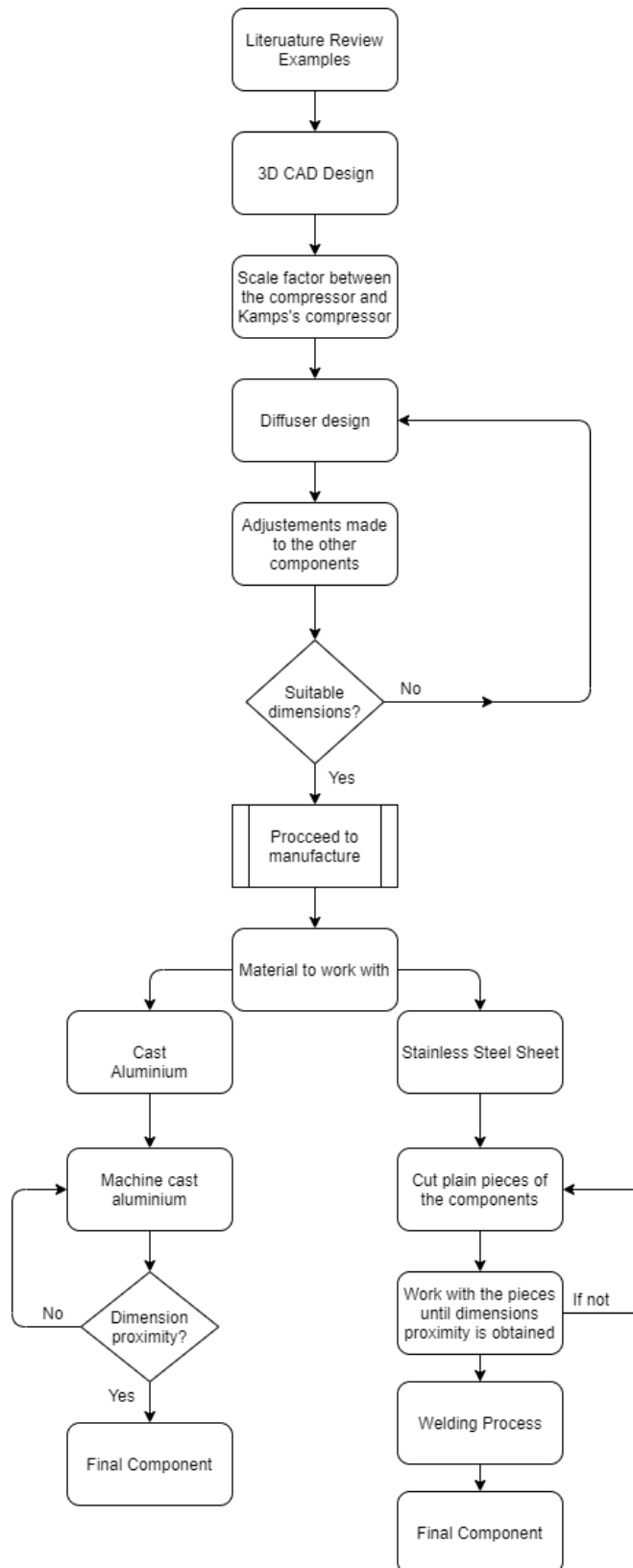


Figura 3.9: Procedimento de Projeto do Difusor

Capítulo 4

Caso Prático

Neste capítulo, serão apresentados os resultados do dimensionamento dos componentes, bem como o seu design. Também será explicado, em profundidade, o processo de fabricação seguido para obter os componentes e como foram usinados.

4.1 Resultados de Dimensionamento

As dimensões finais do pequeno turbojato são descritas juntamente com o design de montagem, nos Apêndices B e C. O dimensionamento, conforme mencionado anteriormente, foi executado pela comparação de dados empíricos, nos quais foi comparado e adotado para este design. Existem algumas peças que não seguiram o fator de escala precisamente, devido a ajustes feitos durante o design de todos os componentes. O design foi finalizado quando as peças foram montadas, para verificar se todos os componentes estavam alinhados e se encaixavam corretamente.

4.2 Projeto do Protótipo de Mini-Turbojato

O design dos componentes desta pequena turbina a gás foi brevemente explicado no capítulo 3 anterior, enquanto que, nesta seção, serão descritas as técnicas de design aplicadas para obter a forma e as dimensões das peças que compõem a turbina a gás. O projeto será delineado pelo uso do software CATIA V5R18, propriedade da Dassault Systèmes.

4.2.1 Compressor

O design do Compressor foi um desafio para entender e tentou-se duplicá-lo no software CATIA, desviando o mínimo possível de suas dimensões físicas. Para começar, foi desenhada a base do compressor, como mostrado na figura 4.1. Seguido pela operação CAD do eixo, foi desenhado, a partir de uma perspectiva visual, o perfil das pás do compressor encontrado na figura 4.2. Finalmente, foi aplicado o sólido de múltiplas seções para criar as pás sólidas a partir do esboço, concluindo o design geral com um furo, através do compressor, para encaixar o eixo. O produto final é mostrado na figura 4.3.

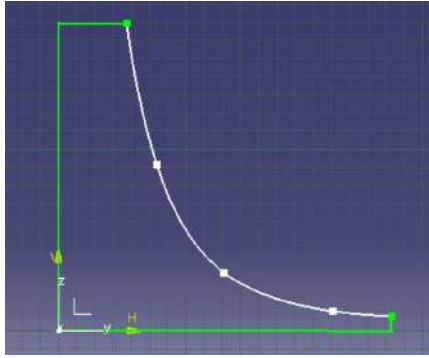


Figura 4.1: Operação do Eixo CAD do Compressor

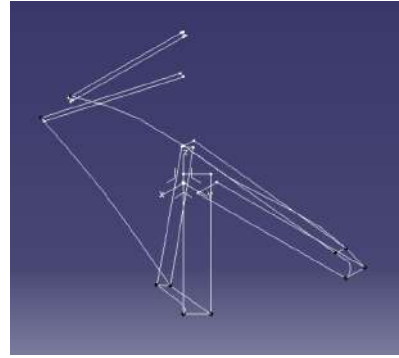


Figura 4.2: Esboço das Pás CAD do Compressor

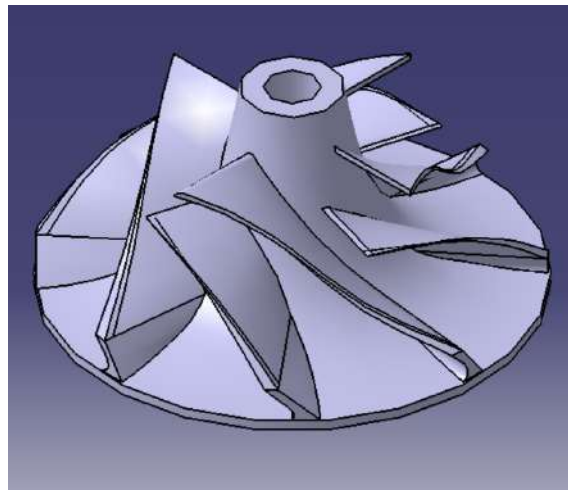


Figura 4.3: Vista CAD do Compressor

4.2.2 Flange de Entrada

O design deste componente foi simples e direto. Para começar, foi desenhado o esboço, respeitando a dimensão da carcaça do compressor, para que se encaixasse adequadamente. Além disso, foi dado espaço suficiente para o acoplamento do difusor e da carcaça externa. O esboço da flange de entrada, figura 4.4, foi aplicado em uma operação de eixo, moldando-o para o sólido demonstrado nas figuras 4.5, 4.6 e 4.7, acompanhado de furos para fixá-lo ao difusor (lado frontal) e à carcaça externa (vista lateral). Uma vista isométrica da peça projetada é ilustrada na figura 4.8.

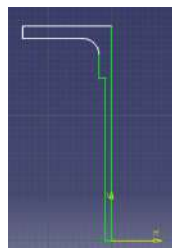


Figura 4.4: Vista CAD do Compressor

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato

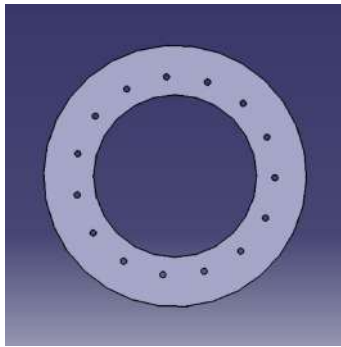


Figura 4.5: Vista Frontal da Entrada

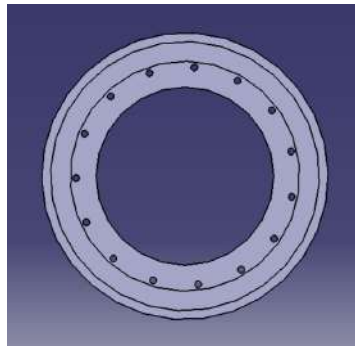


Figura 4.6: Vista Traseira da Entrada



Figura 4.7: Vista Lateral da Entrada

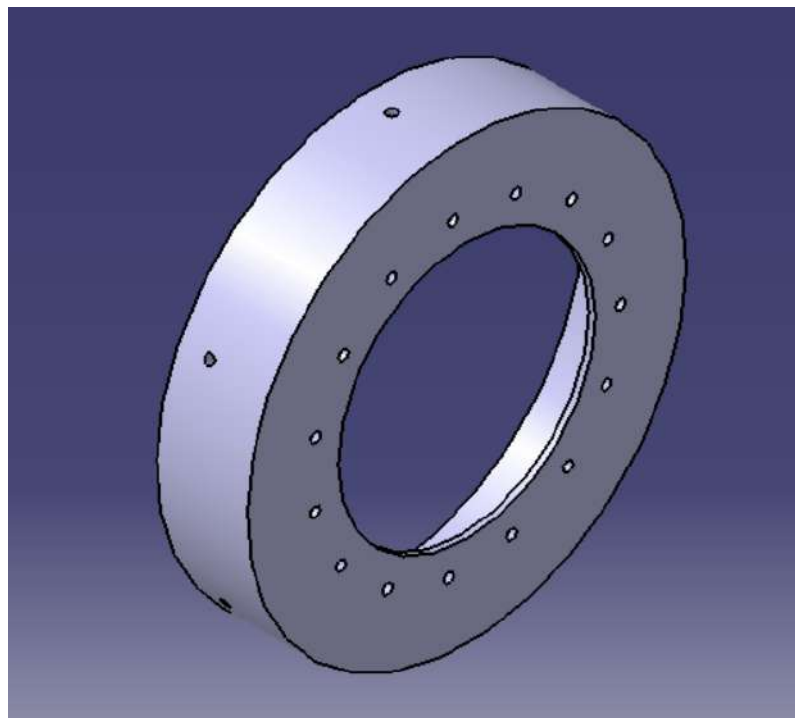


Figura 4.8: Vista Isométrica da Entrada

4.2.3 Carcaça do Compressor

Este projeto é baseado nos diâmetros do exdutor e do indutor do compressor. Foi projetado aplicando o sólido de múltiplas seções, utilizando os esboços apresentados na figura 4.9. As circunferências internas foram desenhadas levando em consideração a folga de tolerância de 0,3 milímetros entre o rotor e as paredes internas da carcaça do compressor. As circunferências externas foram projetadas, ao aplicar o sólido de múltiplas seções e remover a função de sólido, para garantir os 2 milímetros de espessura conforme recomendado [29]. A altura das circunferências foi desenhada em relação à altura das lâminas do compressor e à altura do exdutor. A figura 4.10 descreve o esboço das circunferências com medidas de altura. Além disso, os furos foram feitos após o produto sólido ter sido projetado, com o diâmetro correto para a fixação ao difusor. O projeto da carcaça do compressor é mostrado na figura 4.13 junto com a vista lateral, figura 4.11, e a vista traseira, figura 4.12.

Projeto e Fabricação de um mini-motor turbojato



Figura 4.9: Esboço da Carenagem do Compressor

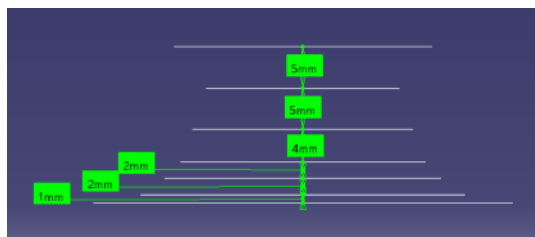


Figura 4.10: Altura dos Planos de Projeto da Carenagem do Compressor



Figura 4.11: Vista Lateral da Carenagem do Compressor

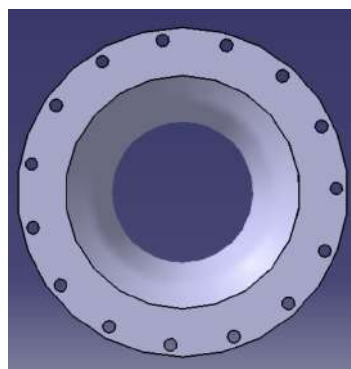


Figura 4.12: Vista Traseira da Carenagem do Compressor

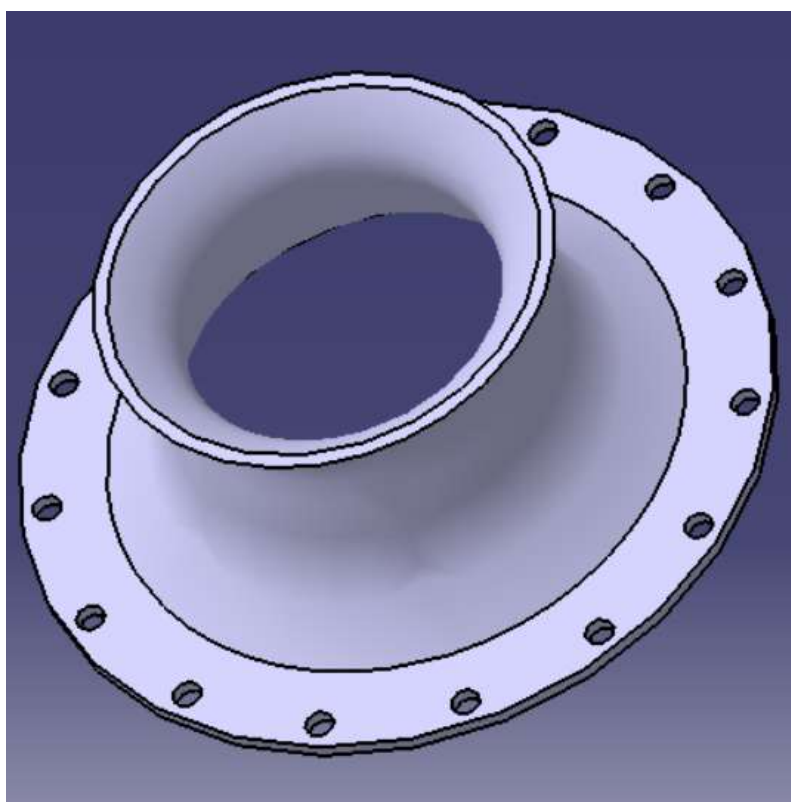


Figura 4.13: Vista Isométrica da Carenagem do Compressor

4.2.4 Difusor

O ponto de partida para esta peça é um pequeno cilindro, onde as pás axiais e em forma de cunha são criadas, respeitando as dimensões e ângulos aconselhados no livro anteriormente referido de Thomas Kamps, no Capítulo 3. A base foi projetada com o espaço para alocar o compressor, via operação do eixo, seguida pelo design das pás em forma de cunha e axiais, conforme demonstrado na figura 4.15 e figura 4.16.

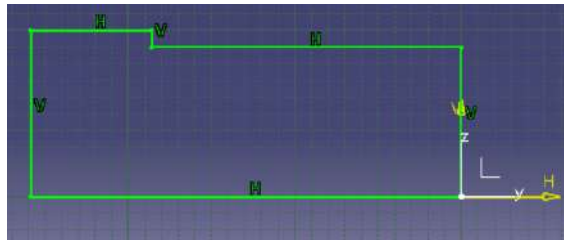


Figura 4.14: Base do Difusor

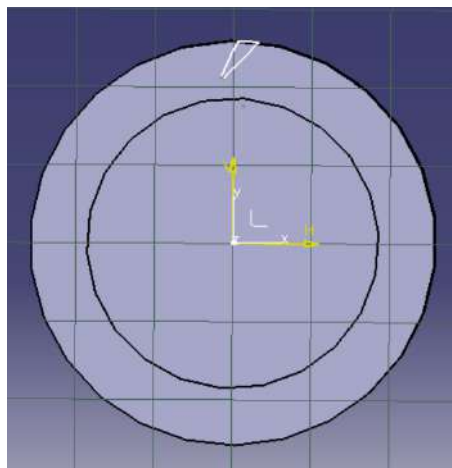


Figura 4.15: Pá em Forma de Cunha do Difusor

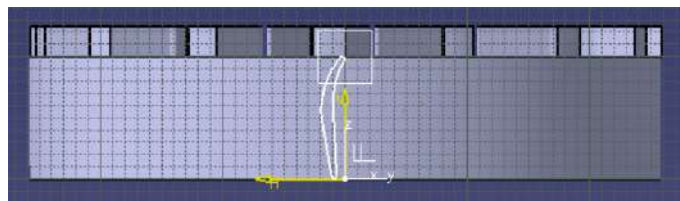


Figura 4.16: Perfil Aerodinâmico da Pá Axial do Difusor

As lâminas em forma de cunha, demonstradas na figura 4.15, receberam um espaço de 1,15 vezes o diâmetro da roda do compressor [29]. O difusor, figura 4.17, foi finalizado criando-se os furos para fixá-lo à carcaça do eixo e à carcaça externa.

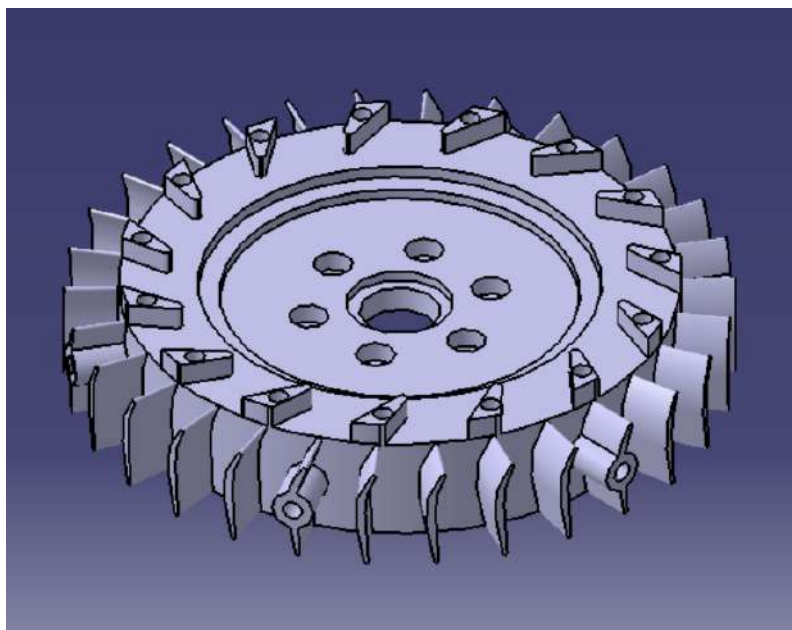


Figura 4.17: Vista Isométrica do Difusor

4.2.5 Eixo e Carcaça do Eixo

A carcaça do eixo foi a primeira a ser projetada como consequência dos projetos concluídos do NGV, CC e difusor. O objetivo era apenas projetar uma estrutura rígida conectando o NGV ao difusor, obedecendo ao design geral de outras estruturas de carcaças, usadas para a construção de um turbojato de pequenas dimensões. Primeiro, optou-se por um design mais reto, pois era um design mais conveniente para fixar ao difusor ou NGV, usando parafusos apertados por porcas, como elementos de fixação. Com o design pensado, o esboço foi realizado. Consiste em dois anéis grossos, unidos por uma haste compacta, projetada pelo uso da operação de eixo. Esta operação foi implementada no esboço demonstrado na figura 4.18.



Figura 4.18: Esboço da Carcaça do Eixo

Subsequentemente, foram feitos furos para fixar a carcaça ao Difusor e NGV, bem como para dar espaço para o eixo permear com os rolamentos. O interior da carcaça, do lado da turbina, foi estendido para conferir espaço para uma corda e uma luva. A segunda parte, o eixo, também foi criada através do uso da operação de eixo, aplicada ao esboço seguinte, ilustrado na figura 4.19.

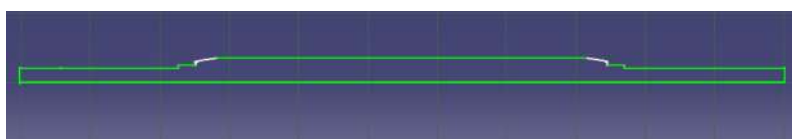


Figura 4.19: Esboço do Eixo

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato

O comprimento do eixo foi obtido quando todas as partes, atravessadas pelo eixo, foram projetadas e montadas nas posições corretas. O modo de montagem foi utilizado e o comprimento necessário para o eixo foi medido. Posteriormente, o design do componente real foi concluído, mostrado no Apêndice C.

4.2.6 Câmara de Combustão

Esta parte é simples de delinear, consistindo em dois tubos com um total de 132 furos, onde 72 furos estão distribuídos na região da zona primária, 48 furos na zona intermediária e os 12 furos restantes na zona de diluição. O primeiro passo foi obter o diâmetro do tubo de chama externo e seu comprimento. Para o tubo de chama interno, seguiu-se o mesmo procedimento, embora ao seu design tenha sido adicionada a tampa para uma extremidade da câmara de combustão, bem como o suporte para o anel distribuidor de combustível. O design foi concluído através do uso da operação de eixo, com base em seus esboços iniciais, demonstrados na Figura 4.44 e Figura 4.43. O suporte para o anel distribuidor de combustível foi ainda adicionado ao design, com um diâmetro adequado para ser posteriormente soldado, demonstrado na figura 4.22 com uma visão geral do tubo de chama externo, figura 4.23.

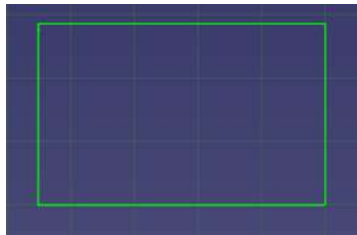


Figura 4.20: Esboço do Tubo de Chama Externo

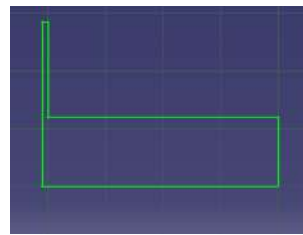


Figura 4.21: Esboço do Tubo de Chama Interno

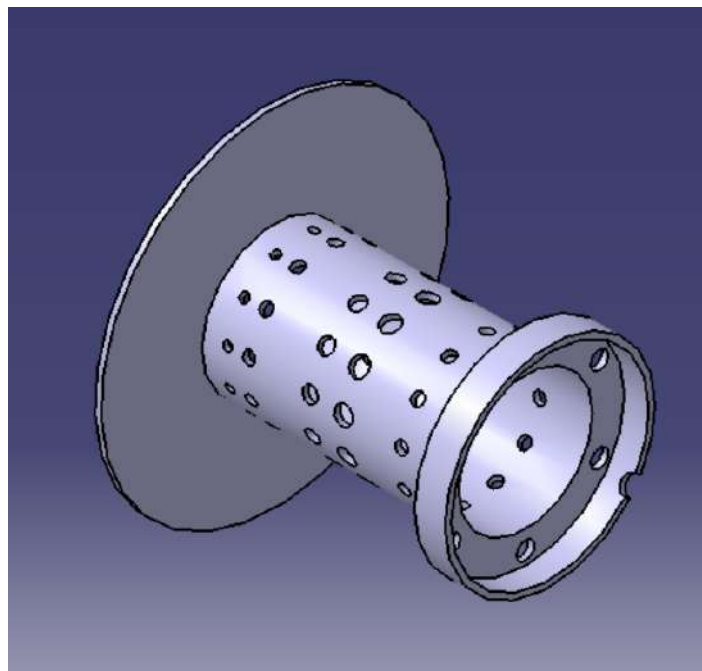


Figura 4.22: Vista Isométrica do Tubo de Chama Interno

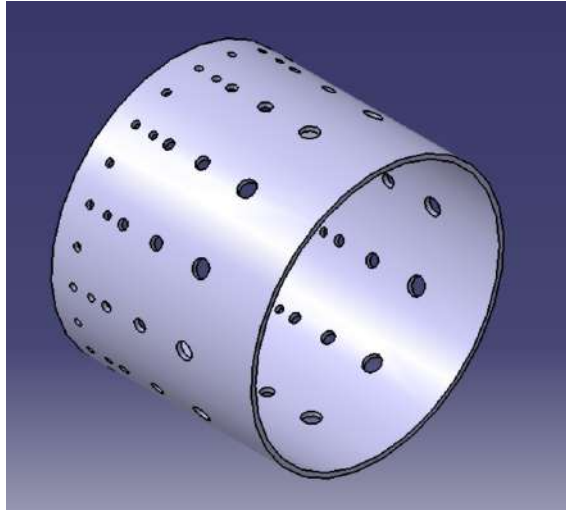


Figura 4.23: Vista Isométrica do Tubo de Chama Externo

4.2.7 Distribuidor de Combustível

Este design foi iniciado desenhando um tubo, com 3 milímetros de diâmetro. Tendo o tubo, foram criadas 6 agulhas, usando a função de pad e pocket do software CAD, para a distribuição de combustível aos tubos de vaporização. As agulhas são uma representação semelhante às reais, posteriormente utilizadas para a construção do pequeno turbojato. Uma imagem do anel de combustível é apresentada na figura 4.24.

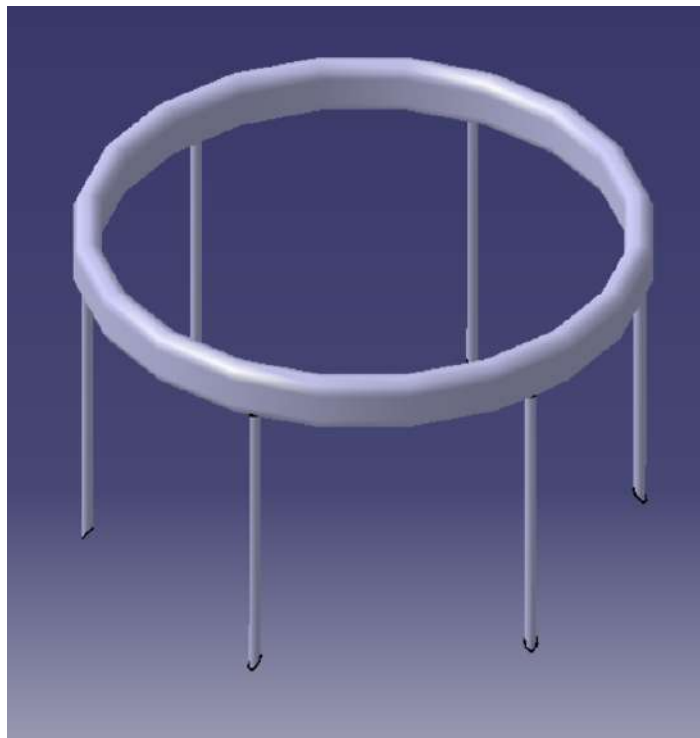


Figura 4.24: Anel de Combustível

4.2.8 Sistema de Guias de Bocal

Esta parte foi projetada de acordo com o sistema NGV observado em um vídeo online [38]. Este design foi feito como uma única peça em vez de em diferentes partes com uma montagem. Primeiro, foi criada a base, onde uma extremidade da carcaça do eixo será fixada. A parte que envolve a base, e as pás-guia, foi criada através do uso da função de multi-seção e remoção de sólido, no esboço apresentado na figura 4.25.

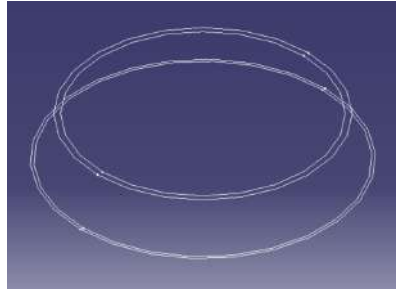


Figura 4.25: sistema NGV

O design das pás da turbina foi semelhante ao processo de design das pás do compressor e da turbina. A única alteração foi no posicionamento planejado escolhido para desenhar o esboço. Existem dois esboços, nos quais, um está conectado à base da turbina, enquanto o segundo está conectado a uma arruela. A arruela é a peça final projetada, posicionada para estar alinhada com a parte superior circundante do sistema NGV. Com o design sólido, os furos foram feitos para permitir que os parafusos se fixem à carcaça do eixo, bem como ao espaçador no lado da turbina. A peça final é demonstrada na figura 4.26 e figura 4.27.

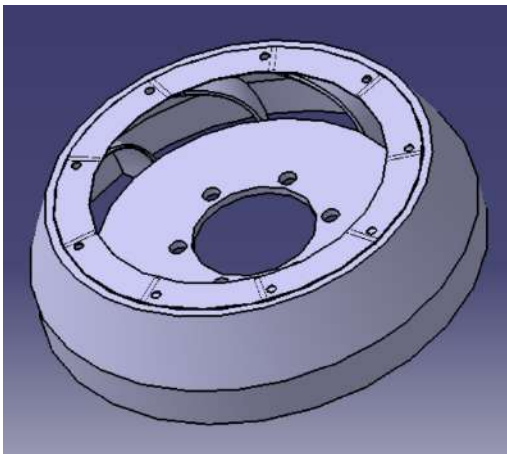


Figura 4.26: Vista do Sistema de Pás Guia do Bocal

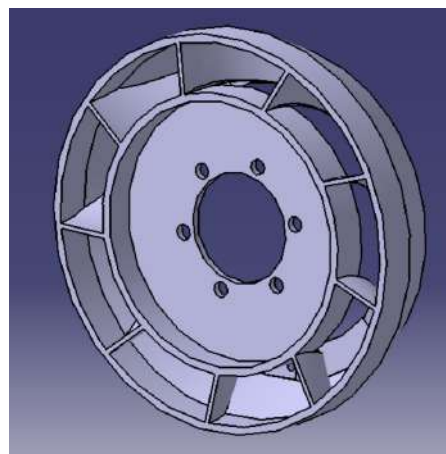


Figura 4.27: Vista do Sistema de Pás Guia do Bocal

4.2.9 Turbina

O procedimento para tentar reproduzir a turbina, do turbo RHB31 VZ21, foi semelhante ao design do compressor. Primeiramente, foi projetada uma base para as pás da turbina, respeitando o diâmetro do indutor, conforme mostrado na figura 4.28. O segundo passo foi desenhar o esboço das pás a partir de uma perspectiva visual. O design das pás foi dividido em dois esboços, atendendo a duas alturas diferentes, a altura da pá do indutor e a altura da pá do exdutor, como demonstrado na figura 4.29.

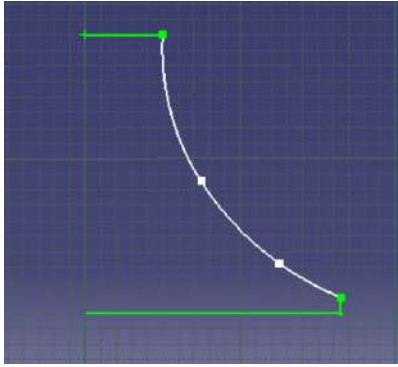


Figura 4.28: Esboço da Operação do Eixo da Turbina

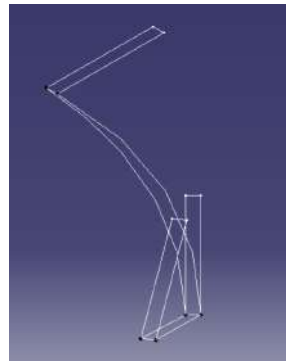


Figura 4.29: Esboço da Pás da Turbina

O design foi concluído utilizando a função de eixo e sólido de múltiplas seções, na ordem respectiva. O produto final é ilustrado na figura 4.30.

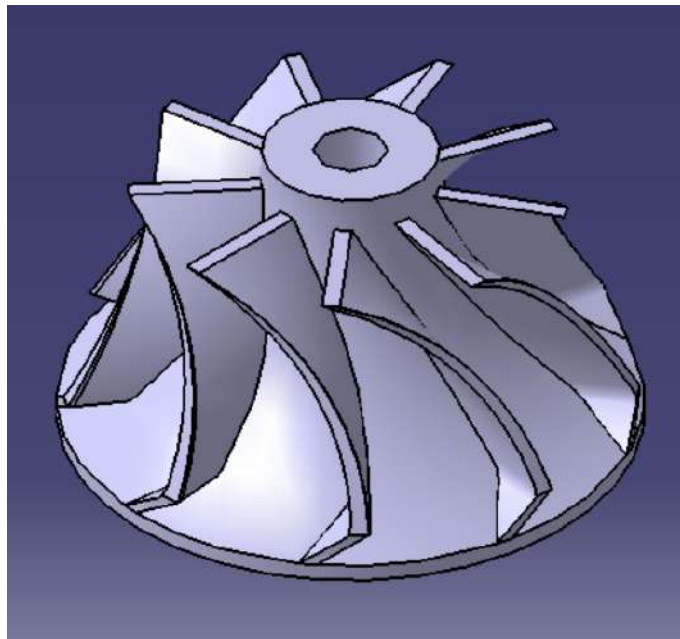


Figura 4.30: Vista Isométrica da Turbina

4.2.10 Bocal de Escape, carcaça externa, e rolamentos

A turbina foi medida a partir do diâmetro do exdutor e do indutor, assim como a altura da lâmina, para projetar um bocal de escape com base nos diâmetros e altura referidos, começando com os esboços das circunferências. Em seguida, foi utilizada a função de remoção e multi-sólido, aplicada aos esboços representados na figura 4.31. Além disso, uma peça redonda foi adicionada à base do bocal de escape para atuar como um conector, permitindo que os parafusos passem e fixem o conjunto sistema NGV, bocal de escape e carcaça externa juntos. O produto final está ilustrado na figura 4.32.

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato

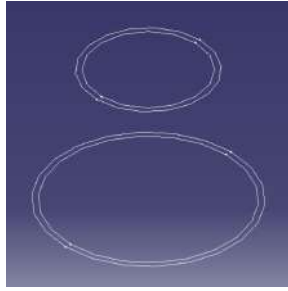


Figura 4.31: Esboço do Bocal de Escape

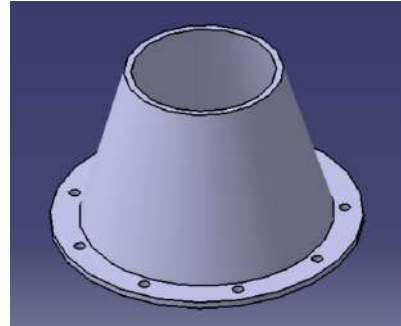


Figura 4.32: Vista Isométrica do Bocal de Escape

A carcaça externa foi o componente mais fácil de projetar, pois segue o mesmo procedimento de design da câmara de combustão. Está demonstrado na figura 4.33.

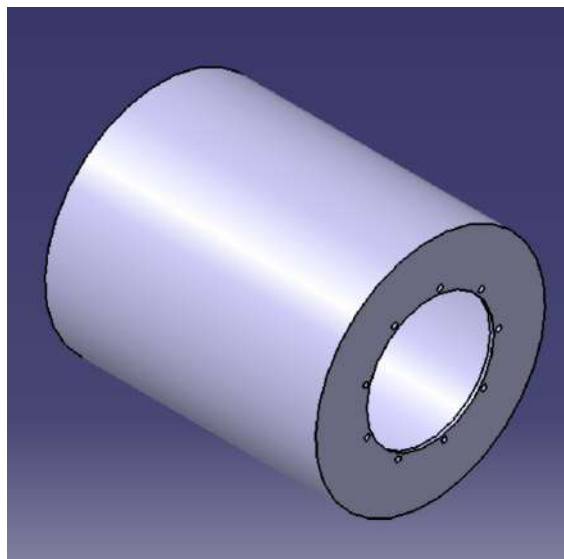


Figura 4.33: Vista Isométrica da Carcaça Externa

O componente final, rolamentos, foi projetado de acordo com as dimensões fornecidas pelo site da empresa SKF em relação ao modelo 618/5 [39]. O primeiro passo foi o projeto dos anéis que circundam as esferas, usando o esboço descrito na figura 4.34 para uma operação de eixo. O próximo e último passo foi o projeto das esferas. Este também foi um projeto para uma operação de eixo aplicado ao esboço na figura 4.35, seguido por um padrão circular, que multiplica as esferas para nove, posicionadas corretamente. A reprodução do rolamento 618/5 é exibida na figura 4.36.

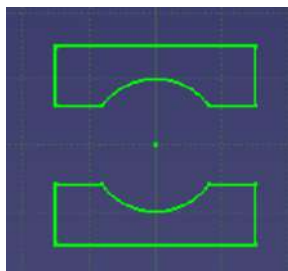


Figura 4.34: Esboço da Carcaça do Rolamento

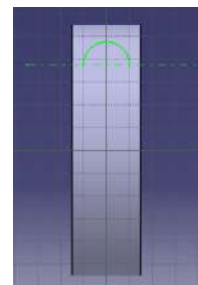


Figura 4.35: Esboço das Esferas do Rolamento

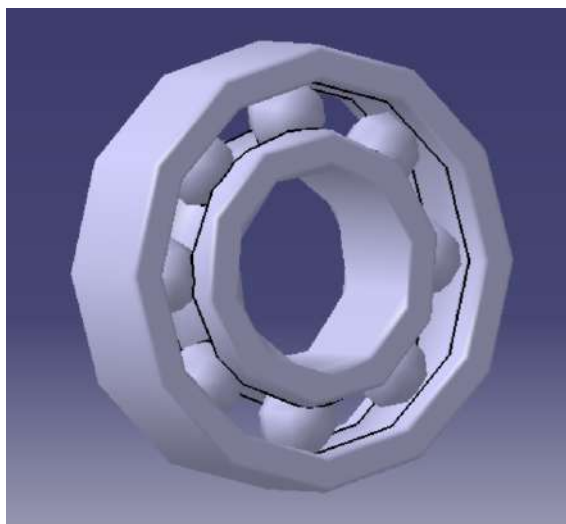


Figura 4.36: Exemplo de Rolamento 618/5

4.3 Fabricação de Componentes

Neste estágio, com o design conceitual dos vários componentes concluído, foi iniciado o processo de fabricação. Este processo envolve uma série de diferentes máquinas e etapas realizadas para produzir as peças desejadas. O material bruto adotado, para a maioria dos componentes, foi o aço inoxidável, em forma de chapa, devido às propriedades físicas deste tipo de aço, como resistência à corrosão, temperaturas extremas e alta resistência [41]. Além disso, o uso deste material foi frequentemente encontrado na literatura revisada, como o material para certos componentes de turbojatos em pequena escala. Outro material bruto optado foi o alumínio fundido, caracterizado por sua leveza, alta relação resistência-peso, resistência à corrosão, robustez, facilidade de fabricação e montagem de designs [42].

A fase de produção foi iniciada com a fundição de alumínio a partir dos restos de um bloco de motor que estava disponível para uso. O primeiro passo foi cortar alumínio suficiente para o processo de fundição. Algumas peças de sucata de aço foram cortadas e soldadas para fazer um copo para o alumínio ser derretido, bem como para fazer moldes e preenchê-los após a forja do alumínio ser concluída. Para a forja, o forno foi aquecido como ilustrado na figura 4.37, com uma tocha colocada no buraco inferior do mesmo. Para obter a menor quantidade possível de impurezas, enquanto o alumínio estava sendo derretido, foi aplicado carbonato de sódio, uma substância química que, quando misturada com o alumínio na fase líquida, empurra a maioria das impurezas do material para o topo do copo de fundição. No entanto, este método de purificação não é completamente eficiente. Posteriormente, o alumínio fundido foi vertido nos moldes de aço, previamente obtidos. Os moldes eram relativamente simples de produzir, consistindo em aço tubular grosso e grande com uma base embaixo. Os moldes foram escolhidos com diâmetros grandes para dar margem ao processo de usinagem. Quando o alumínio esfriou, foi extraído cortando os moldes com um rebolo. O alumínio fundido é demonstrado, abaixo, na figura 4.38.

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato



Figura 4.37: Forno



Figura 4.38: Alumínio Fundido

O processo de fabricação é organizado em diferentes seções, cada uma categorizada pelo procedimento de usinagem utilizado para fabricar os componentes, explicando, então, como e quais peças foram fabricadas através do uso do processo correspondente.

4.3.1 Processo de conformação

O aço inoxidável foi adquirido em uma oficina de metalurgia, na forma de uma folha com um milímetro. A primeira tentativa de trabalhar com a folha de aço inoxidável foi com uma espessura de 0,5 mm, conforme recomendado [29]. No entanto, a espessura da folha foi insuficiente para que os métodos de fabricação necessários fossem aplicados, daí a escolha pela folha de um milímetro.

Primeiramente, as peças foram projetadas, em sua forma plana, de acordo com as dimensões, utilizando o CATIA V5. O esboço ou planta foi realizado devido a uma opção de salvamento que possui a especificação de formato de arquivo, .dxf. O formato de arquivo .dxf é necessário para que o software do cortador a jato de água leia os cortes delineados a serem feitos na folha de aço inoxidável. Uma amostra das peças é mostrada abaixo, na figura 4.39.



Figura 4.39: Amostras das Peças Cortadas com o Jato de Água

O passo seguinte foi perfurar os furos para a Câmara de Combustão, seguido pela cobertura das duas peças de forma retangular, na extremidade esquerda da figura 4.39, aplicando uma fita adesiva de papel

sobre as duas peças. Linhas e pontos foram traçados na fita adesiva de papel, com a ajuda de uma régua e esquadro. Quando a marcação da posição dos furos de perfuração foi concluída, os furos foram perfurados com uma furadeira vertical, usando brocas dos seguintes diâmetros, em milímetros: 0,75, 1, 1,5, 2, 2,5, 3, 3,5. Na primeira tentativa, com a chapa de 0,5 milímetros, foi possível perfurar os furos, mas as brocas eram muito frágeis devido à sua espessura reduzida. Consequentemente, durante a perfuração, as brocas menos espessas quebraram, apesar da abordagem adequada ao perfurar, como o uso de um punção para marcar os furos na chapa, para que a broca tivesse uma perfuração mais estável e precisa. Quando a broca apresentava alguma resistência para perfurar os furos, óleo era aplicado para ajudar na perfuração. Mesmo com cautela durante a perfuração, devido ao aumento da espessura, para um milímetro, o diâmetro dos furos foi alterado para 2, 2,5, 3 e 3,5 milímetros. A Figura 4.40 e 4.41 demonstram o método utilizado para perfurar as duas pequenas chapas e as perfurações executadas.

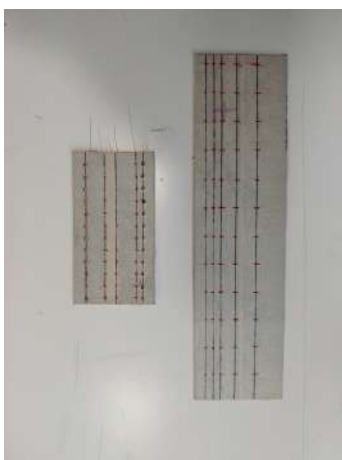


Figura 4.40: Furos apontados nos tubos de chama simples

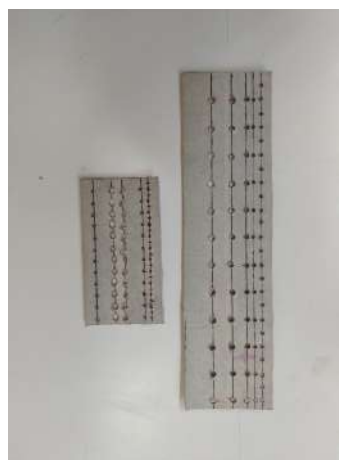


Figura 4.41: Tubos de chama simples perfurados

As peças feitas de aço inoxidável foram moldadas com o uso de um bloco de batida de madeira, mais largo que as peças que foram trabalhadas. Isso é um requisito para que a formação da peça seja uniforme, sem dobrá-las. As peças devem ser moldadas em torno de um tubo, resistente o suficiente para não dobrar com as batidas contra ele. O diâmetro do tubo deve ser ligeiramente menor que o diâmetro desejado, embora essa técnica não seja completamente precisa, o que fez com que o diâmetro das peças diferísse das medidas dos componentes projetados. Antes do uso de um bloco de batida, uma roladora foi usada para formar as peças, mas, infelizmente, não foi possível torná-las redondas, devido à espessura da chapa, que não cabia entre os rolos. Abaixo, são demonstradas as peças moldadas à mão.



Figura 4.42: Bocal de Escape



Figura 4.43: Chama Interna



Figura 4.44: Chama Externa



Design e Fabricação de um mini-motor turbojato

4.3.2 Processo de Fresagem

Turbina

O próximo passo foi desmontar o núcleo do turbocompressor usado para esta tese, destacando o compressor e a turbina do eixo. O compressor foi facilmente removido, pois estava apenas apertado por uma porca. Do outro lado do eixo, a turbina estava soldada por fricção ao eixo, que foi removido junto com a porca superior da turbina, usando um rebolo. Em seguida, o centro da turbina foi perfurado, realizado em uma fresadora para obter uma perfuração bem executada, para encaixar o eixo projetado. Como o material da turbina é endurecido, foi usada uma broca para perfurar a turbina de uma extremidade à outra, ilustrado na figura 4.46. No entanto, devido aos meios ineficazes escolhidos para perfurar a turbina, a perfuração não ficou centrada com a turbina, descartando o uso futuro desta turbina, pois o uso desta turbina, em altas velocidades, transformaria a pequena folga em uma enorme, levando a um sério acidente, comprometendo as vidas ao redor da turbina. O método de perfuração ideal seria preservar o eixo, preso à turbina, e fixá-lo na colocação correta de um torno, garantindo, assim, que a perfuração fique centrada.



Figura 4.46: Turbina perfurada

Sistema de palhetas-guia do bocal

O sistema de palhetas-guia do bocal foi baseado no procedimento de uma pessoa experiente na fabricação de pequenos modelos de turbojatos, encontrado online em [38]. As partes circundantes do NGV foram cortadas e soldadas. No entanto, para completar este sistema, as lâminas foram cortadas de outra turbina, na qual um rebolo foi utilizado para separar, individualmente, as lâminas do rotor. Posteriormente, parte da largura das lâminas foi removida para se ajustar entre as partes circundantes e a base da turbina. As lâminas retiradas da outra turbina são mostradas na figura 4.47.



Figura 4.47: Lâminas do sistema de palhetas-guia do bocal

A parte final para fabricar este componente foi soldar as lâminas entre as duas peças de metal, conforme demonstrado na figura 4.48 e figura 4.49. Infelizmente, não foi possível fixar as lâminas neste componente devido à técnica de soldagem que liberou calor excessivo, considerando o tamanho e a espessura do componente.

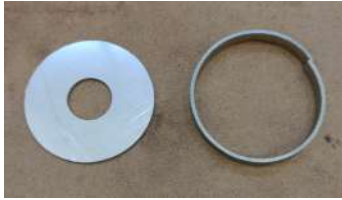


Figura 4.48: base da turbina



Figura 4.49: Parte superior e circundante do sistema de palhetas-guia do bocal

A arruela na figura 4.48 é a base da turbina que, com o retângulo ao lado, forma a parte interna do sistema de palhetas-guia do bocal, onde um segmento das lâminas seria soldado. A figura 4.49 ilustra as três partes externas do sistema: uma parte inferior que circunda as lâminas, uma peça cônica que é colocada sobre a peça inferior e, em seguida, a arruela soldada na base superior da peça cônica.

4.3.3 Processo de Torno

Alumínio

Os componentes de alumínio foram trabalhados de forma diferente do restante dos componentes. Este material foi usinado com o uso de um torno. Os planos dos componentes de alumínio foram impressos, e só então o material fundido foi usinado. Os blocos foram colocados no torno, onde foram fixados na configuração apropriada. Em seguida, o alumínio fundido foi usinado, removendo o material necessário para adquirir o design com a forma e dimensões corretas. No entanto, é extremamente difícil trabalhar as peças e obter uma cópia física exata do design, porque não é possível saber se o torno está removendo a quantidade certa de material, mesmo com o máximo cuidado ao trabalhar com ele. Os componentes trabalhados com o torno foram a carcaça do eixo e a flange de entrada, indicados na figura 4.50 e figura 4.51, respectivamente. A carcaça do compressor e o difusor teriam sido feitos no centro de usinagem vertical, no FABLAB da UBI. Infelizmente, não foi possível produzir essas duas peças devido às suas dimensões em pequena escala, exigindo maquinário extremamente preciso.



Figura 4.50: Carcaça do Eixo

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato



Figura 4.51: Flange de Entrada

Aço inoxidável

Outra peça trabalhada com o torno foi o eixo. Este componente é feito de um cilindro sólido de aço inoxidável, que foi usinado, respeitando as dimensões obtidas para a fabricação do eixo. No entanto, o material recomendado é um parafuso de aço com uma classe de resistência à tração de 12.9 ou 10.6, pois este componente precisa suportar uma tensão imensa quando a turbina e o compressor estão funcionando [29]. A figura 4.52 representa o eixo obtido após o processo de fabricação explicado.



Figura 4.52: Eixo

4.3.4 Processo de Brasagem

O suporte do anel foi perfurado seis vezes, com a ajuda de um transferidor e um punção, a posição dos furos foi marcada. Posteriormente, a perfuração foi feita com uma broca de três milímetros, para que os tubos de vaporização pudessem se encaixar nos furos. Esses tubos foram cortados de aço inoxidável com três milímetros de diâmetro. Os pequenos tubos foram soldados ao suporte do anel de combustível, para a posterior colocação do distribuidor do anel de combustível, conforme mostrado na figura 4.53. O distribuidor é feito do mesmo tubo que os tubos de vaporização, que teve que ser moldado em um pequeno círculo para se encaixar no suporte do anel. Um fio de aço foi colocado ao longo de todo o comprimento do tubo para não amassar o tubo, comprometendo uma distribuição equivalente de combustível. Os métodos usados para moldar o tubo foram aplicados com extremo cuidado para não amassar o tubo. Apesar do cuidado tomado ao trabalhar com o tubo, ele não pôde ser moldado nas dimensões adequadas, como mostra a figura 4.54.



Figura 4.53: Suporte do anel de combustível



Figura 4.54: Anel de Combustível

4.3.5 Processo de Soldagem

Ambas as extremidades das peças moldadas foram soldadas, onde ao longo deste processo, apenas algumas foram colocadas em sua forma definitiva. O tipo de soldagem utilizado foi a soldagem a arco de tungstênio a gás ou TIG. O processo de soldagem foi uma das razões para decidir por uma folha de aço inoxidável mais espessa. Havia a possibilidade de o calor, fornecido pela soldagem, derreter parte das peças, tornando-se mais provável com uma folha mais fina. No entanto, mesmo com um aumento de espessura, foi possível soldar apenas os componentes mostrados nas figuras abaixo. Os componentes restantes não puderam ser soldados porque ambas as extremidades das peças tinham que ser unidas sem uma única brecha de ar. Lixas foram usadas nas extremidades das peças, desgastando as partes irregulares, para evitar uma brecha de ar ao unir os opostos. No entanto, não foi viável soldar todas as peças, como é demonstrado.

Peças soldadas:

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato



Figura 4.55: Bocal de Escape



Figura 4.56: Carcaça Externa



Figura 4.57: Vista Frontal do Tubo de Chama Interno



Figura 4.58: Vista Traseira do Tubo de Chama Interno



Figura 4.59: Tubo de Chama Externo



Figura 4.60: Partes externas da Pá Guia do Bocal



Figura 4.61: Parte interna do sistema de palhetas-guia do bocal

Capítulo 5

Conclusão

Esta tese teve como principal objetivo a construção de um pequeno motor turbojato, no qual inicialmente foi realizado um estudo dos componentes do turbojato e do ciclo de trabalho. O estudo do motor a jato já foi um desafio, pois a vasta informação disponível torna difícil escolher quais são os conceitos mais importantes que se deve conhecer antes de desenvolver um turbojato.

Esta dissertação deu ao autor a oportunidade de aprender parte da ciência por trás deste motor, bem como o conhecimento prático de como construir um turbojato, algo que não se aprende todos os dias e, certamente, não é possível aprender em uma sala de aula. Esta dissertação alcançou um dos dois objetivos propostos. O design foi concluído, no qual é dada uma explicação para que um trabalho futuro possa ser realizado, com base nos passos dados. Infelizmente, a construção deste motor não foi realizada por falta de meios para proceder com uma fabricação adequada.

5.1 Desvantagens

O design deste projeto foi principalmente baseado no livro de Thomas Kamps [29] e o autor é grato por sua existência. Informações sobre como construir um turbojato, especialmente com um conjunto de compressor/turbina radial, não foram possíveis de encontrar, exceto nos livros de Kurt Shreckling e no outro mencionado anteriormente. No entanto, seus motores não envolviam uma turbina radial, mas sim uma axial. Esses dois livros fornecem detalhes do processo de fabricação de um motor turbojato, com todos os procedimentos explicitamente descritos. Como este motor é baseado em dados empíricos, as dimensões não são definitivas e não se pode garantir se o motor está com as dimensões adequadas para o compressor dado. Somente com experiência em modelagem de motores a jato e testando-os, é que se poderia assegurar que as dimensões dos componentes permitem que o motor funcione sem problemas.

Ao longo da fase experimental, muitos obstáculos foram enfrentados na tentativa de construir este turbojato. O primeiro foi o aumento da espessura da chapa de aço inoxidável. Isso teve um impacto significativo na fabricação das peças, pois tornou mais difícil moldá-las manualmente, sendo impossível ajustá-las à dimensão apropriada dos componentes projetados. Como consequência da espessura da chapa, uma roladora não pôde ser utilizada. Isso teria sido extremamente útil devido a um processo mais preciso de rolar as peças, bem como para facilitar a soldagem, já que o uso de uma roladora resultaria em peças consistentes e alinhadas.

Em relação ao processo de soldagem, o obstáculo mais crítico não pôde ser adequadamente executado, pois a técnica, anteriormente mencionada no capítulo 4.3, não permitiu que as peças fossem colocadas conforme desejado, impedindo a realização do principal objetivo desta tese. Apesar da técnica, o tamanho das peças exigia uma precisão extraordinária de fabricação, o que, para um iniciante em tarefas experimentais, era realmente difícil de cumprir.

5.2 Trabalhos futuros e recomendações

Trabalhos futuros baseados nesta dissertação podem ser desenvolvidos devido à ampla gama de temas que o turbojato envolve. Como a fabricação deste motor não foi concluída, o primeiro trabalho possível poderia ser a finalização deste projeto e, se possível, um arquivo estereolitográfico do compressor deve ser gerado para um design preciso da carcaça do compressor, respeitando a curvatura do compressor, que é um fator importante para uma indução eficiente de ar, assim, compressão e funcionamento do motor.

Para o teste do motor, o autor recomenda uma calibração do eixo, se possível. Além disso, uma turbina axial deve ser desenvolvida para este tipo de motor. Isso facilitaria o processo de fabricação, como a produção do sistema de pás-guia do bocal.

Os trabalhos futuros que seguem esta dissertação podem ser:

- Concluir o desenvolvimento deste motor com as técnicas apropriadas.
- Estudo e fabricação de uma turbina axial para combinar com o compressor.
- Realize um estudo de dinâmica de fluidos computacional do fluxo de ar do motor a jato e verifique melhorias a serem feitas nos componentes projetados.
- Desenvolver uma bancada de testes.

Bibliografia

[1] Turkey Mehmet, Gurgen Selim, Keskin Goksel, Durmus Seyhun, Kushan Melih Cemal. Pesquisa sobre aplicações de VANTs militares com motor mini-turbojato e motor turbojato. In: A 21ª Edição da Conferência Internacional AFASES; maio de 2019; Basov, Romênia. v, vii, 1

[2] "História do Voo" [Online]. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/UEET/StudentSite/historyofflight.html> (acessado em 2019-03). 1

[3] "Velocidade do Som" [Online]. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/sound.html> (acessado em 2019-03). 1

[4] "Heron de Alexandria Inventou a Máquina a Vapor" [Online]. Disponível em: <https://www.greekboston.com/culture/inventions/steam-engine/> (acessado em 2019-03).

[5] "Eolípila" [Online]. Disponível em: <https://en.wikipedia.org/wiki/Aeolipile> (acessado em 2019-03). xi, 3[6] Hünecke Klause, *Motores a Jato: Fundamentos de Teoria, Design e Operação*, 6ª Edição, Motorbooks International, 2003. xi, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 18, 19, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 29[7] "Leis do Movimento de Newton" [Online]. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/newton.html> (acessado em 2019-03). 3[8] Rolls Royce plc, *O Motor a Jato*, 5ª Edição, Rolls Royce plc, 1996. xi, 4, 5, 7, 8, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27[9] "Kurt Shreckling" [Online]. Disponível em: https://en.wikipedia.org/wiki/Kurt_Schreckling (acessado em 2019-03). 4[10] Shreckling Kurt, *Turbinas a Gás para Aeronaves de Modelo*, 5ª Edição, Traplet Publications, 2003. 4, 30[11] El-Sayed Ahmed F., *Fundamentos da Propulsão de Aeronaves e Foguetes*, Springer, pp 531-588, 2016. xi, 6, 15, 16, 17, 18[12] Chen Min, Zhang Kun, Tang Hai-Long, Uma Metodologia de Design Probabilístico para Análise de Desempenho Geral de um Motor de Turboshaft, *Avanços em Engenharia Mecânica*, 2014;1(12), doi: 10.1155/2014/976853, Maio 2014. xi, 6[13] C. Weston Kenneth, *Conversão de Energia*, Edição Eletrônica, 2000. 8[14] Çengel Yunus A., Boles, Michael A., *Termodinâmica, Uma Abordagem de Engenharia*, 8ª Edição, McGraw-Hill Education, 2015. xi, 9, 10, 11[15] "Ciclo de Brayton Ideal" [Online]. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html>. (acessado em 2019-03). 10

- [16] "Ciclo de Brayton" [Online]. Disponível em: <https://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node28.htm> l. (acessado em 2019-03). xi, 11, 12
- [17] C. Oates Gordon, *Aerodinâmica de Turbinas a Gás e Propulsão de Foguetes*, 3ª Edição, Instituto Americano de Aeronáutica e Astronáutica, Inc., Seattle, Washington, 1998. 12, 14, 15, 20, 21, 23
- [18] Fahlstrom Simon, Pihl-Roos Rikard, *Design e Construção de um motor turbojato simples* [Dissertação de Mestrado], Universidade de Uppsala, 2016.
- [19] "Desempenho de Entrada". Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/inleth.html>. (acessado em 2019-04). 13
- [20] "Termodinâmica do Compressor" [Online]. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/compth.html>. (acessado em 2019-04). 13
- [21] "Termodinâmica do Queimador" [Online]. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/burnth.html>. (acessado em 2019-04). 13, 14
- [22] "Taxa de Fluxo de Massa de Combustível" [Online]. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/fuelfl.html>. (acessado em 2019-04). 14
- [23] "Termodinâmica da Turbina" [Online]. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/powtrbth.html>. (acessado em 2019-04). 14
- [24] "Desempenho do Bocal" [Online]. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/nozzleh.html>. (acessado em 2019-04). 15
- [25] "Número de Mach" [Online]. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/mach.html>. (acessado em 2019-04). 18
- [26] "Entradas" [Online]. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/inlet.html>. (acessado em 2019-04). xi, 19
- [27] Boyce Meherwan P., *Manual de Engenharia de Turbinas a Gás*, 2ª Edição, Gulf Professional Publishing, 2002. xi, xv, 20, 21, 28, 29
- [28] "Compressor Axial" [Online]. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/caxial.html>. (acessado em 2019-04). 21
- [29] Kamps Thomas, *Motores a Jato em Miniatura*, 3ª Edição, Traplet Publications, 2005. xi, xii, xv, 22, 23, 29, 30, 31, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 45, 47, 55, 59, 63, 88

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato

[30] Lin Jiangui, Balint Daniel, Pietrzyk Maciej, editores, *Evolução da Microestrutura em Processos de Conformação de Metais*, Woodhead Publishing, pp.384-394 2012. Disponível em: Scienclirect. 27[31] C.Lyons William, J.Plisgam Gary, D.Lorenz Michael, editores, *Manual Padrão de Engenharia de Petróleo e Gás Natural*, 3ª Edição, 2016. 29[32] "História do turbocompressor acionado por gases de escape" [Online]. Disponível em: <https://en.turbolader.net/Technology/History.aspx>. (acessado em 2019-05). xi, 31, 32[33] Tsei Lauren, *Design and Performance of a Gas-Turbine Engine from an Automobile Turbocharger* [BEng], Instituto de Tecnologia de Massachusetts, maio-2004. 32, 33[34] "Turbo Tech 103| Expert: Mapeamento do Compressor" [Online]. Disponível em: https://www.garrettmotion.com/wp-content/uploads/2019/10/GAM_Turbo-Tech-103_Expert-1.pdf. (acessado em 2019-05). xi, 33[35] "Turbo Tech 103| Expert: Mapeamento do Compressor" [Online]. Disponível em: <https://www.marineinsight.com/main-engine/what-is-turbocharger-surging/>. (acessado em 2019-05). xi, 32[36] "Especificação Técnica do Turbocompressor" [Online]. Disponível em: <https://www.ecotrons.com/files/ECOTRONS%20Turbo%20VZ21%20-technical%20spec1.pdf>. (acessado em 2019-05). xi, xv, 33, 34, 35, 87[37] Alonzo Daniel, Crocker Alex, James Eric, Kingston III John, *Design and Manufacturing of a Miniature Turbojet Engine* [BSc], Instituto Politécnico de Worcester, 2018-03. 35[38] "Da construção do motor Turbojato ao voo - apenas um passo"[Online]. Disponível em: <https://www.youtube.com/watch?v=dYFYZ-g7fzA>. (acessado em 2019-06). 39, 51, 57[39] "Rolamentos de Esferas de Ranhura Profunda SKF 618/5" [Online]. Disponível em: <https://www.skf.com/br/units-housings/ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/deep-groove-ball-bearings/index.html?designation=618/5>. (acessado em 2019-10). 39, 53[40] Rolamentos para Máquinas Industriais, NSK Motion & Control, 2016 39[41] "Aços Inoxidáveis - Especificações, Classes e Propriedades" [Online]. Disponível em: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=2874>. (acessado em 2020-01). 54[42] "Alumínio e Ligas de Alumínio - Vantagens Características e Propriedades Benéficas das Extrusões de Alumínio" [Online]. Disponível em: <https://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=4192>. (acessado em 2020-01). 54

Apêndices

Apêndice A - Lista de Peças

Tabela 1: Lista de Peças

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

Apêndice B - Desenhos 2D dos componentes do turbojato

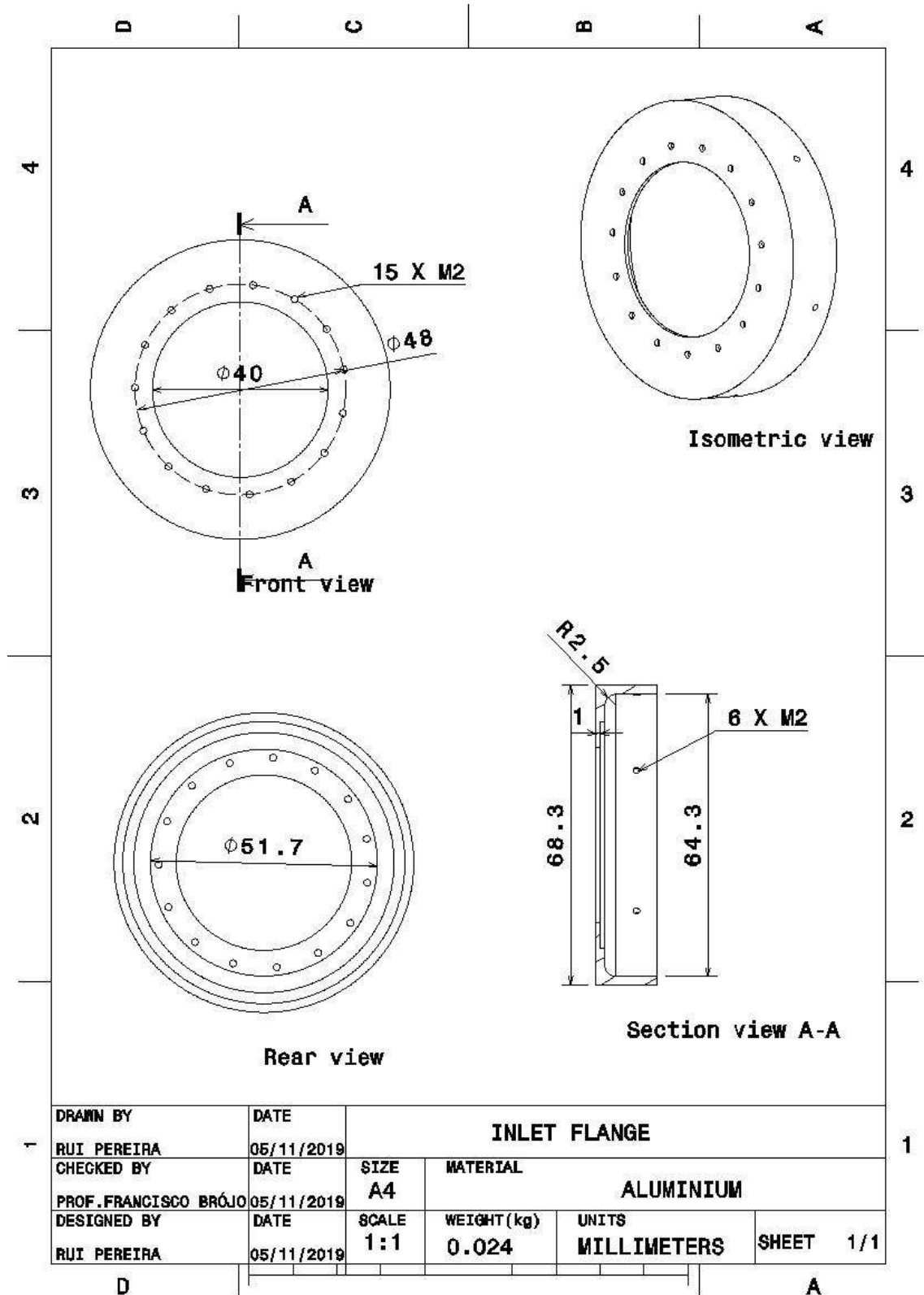


Figura B.1: Flange de Entrada

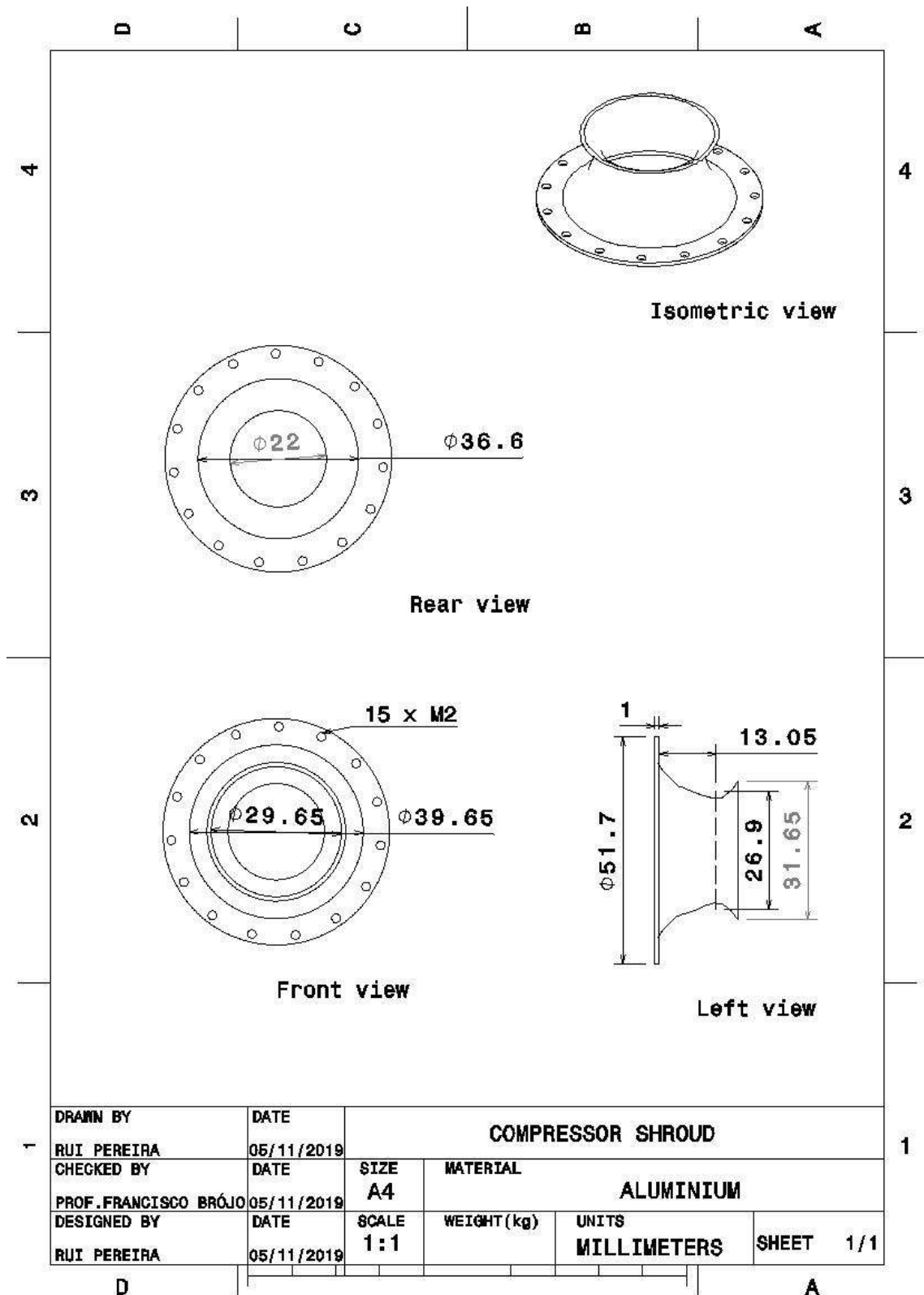


Figura B.2: Carcaça do Compressor

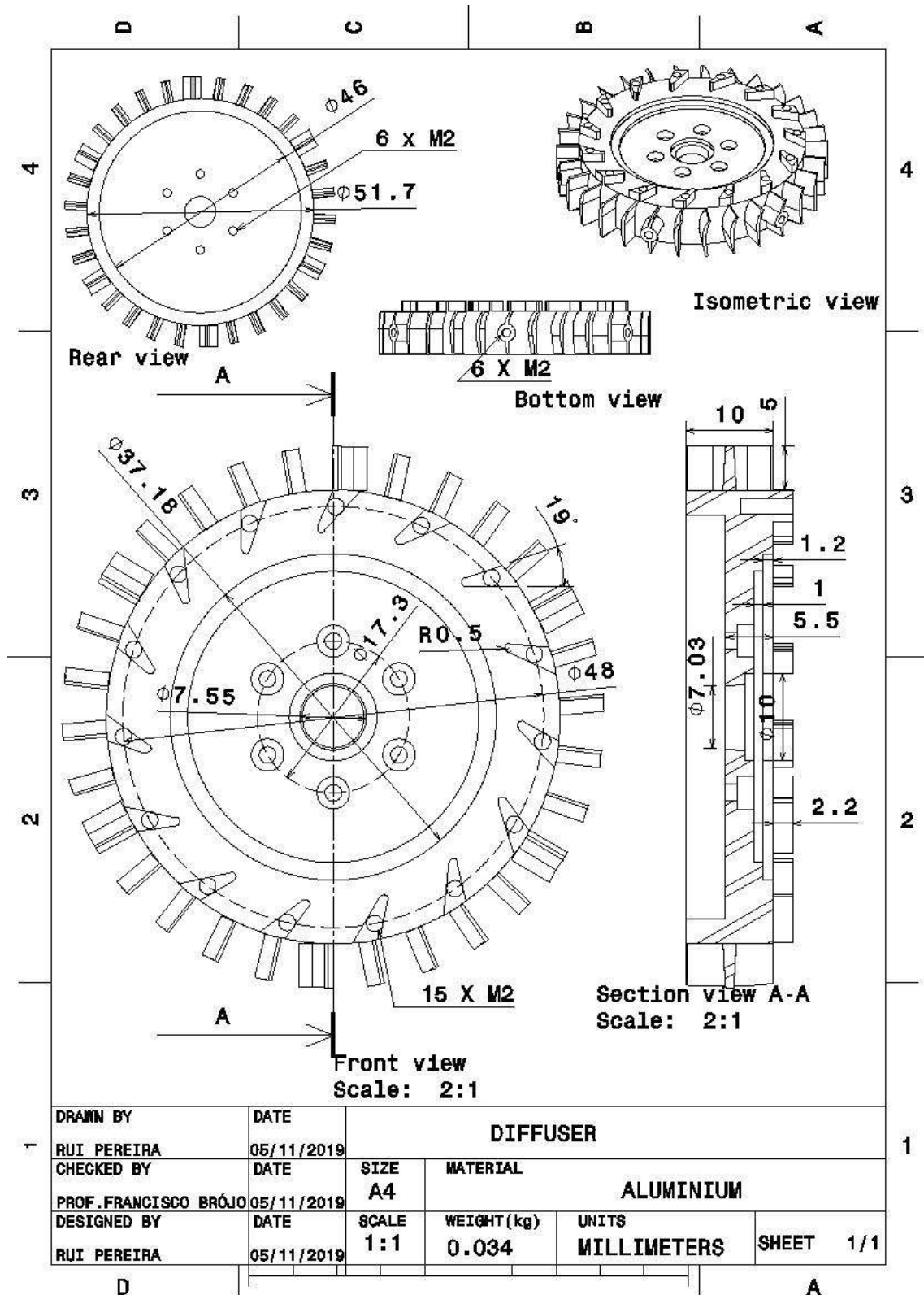


Figura B.3: Difusor

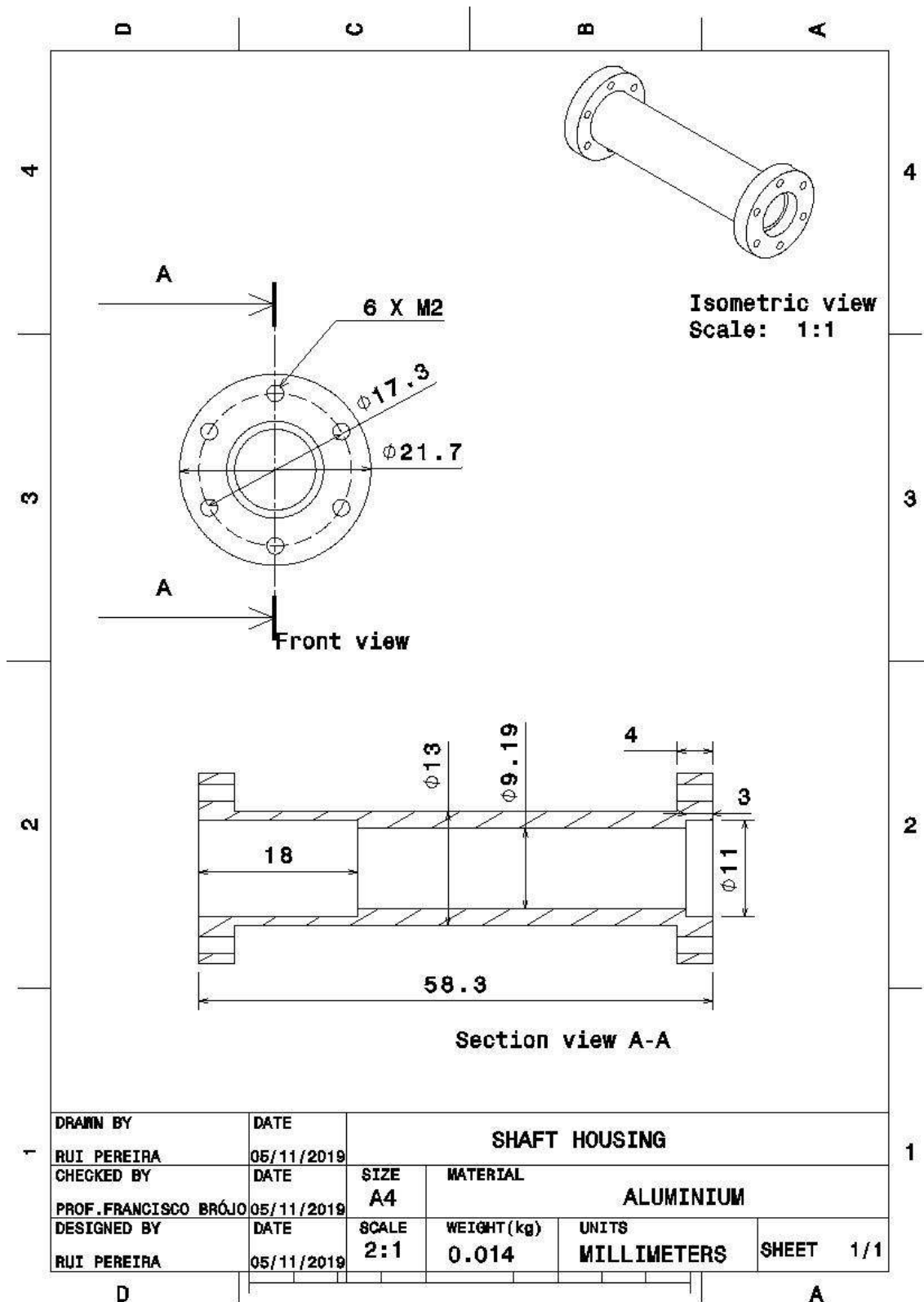


Figura B.4: Carcaça do Eixo

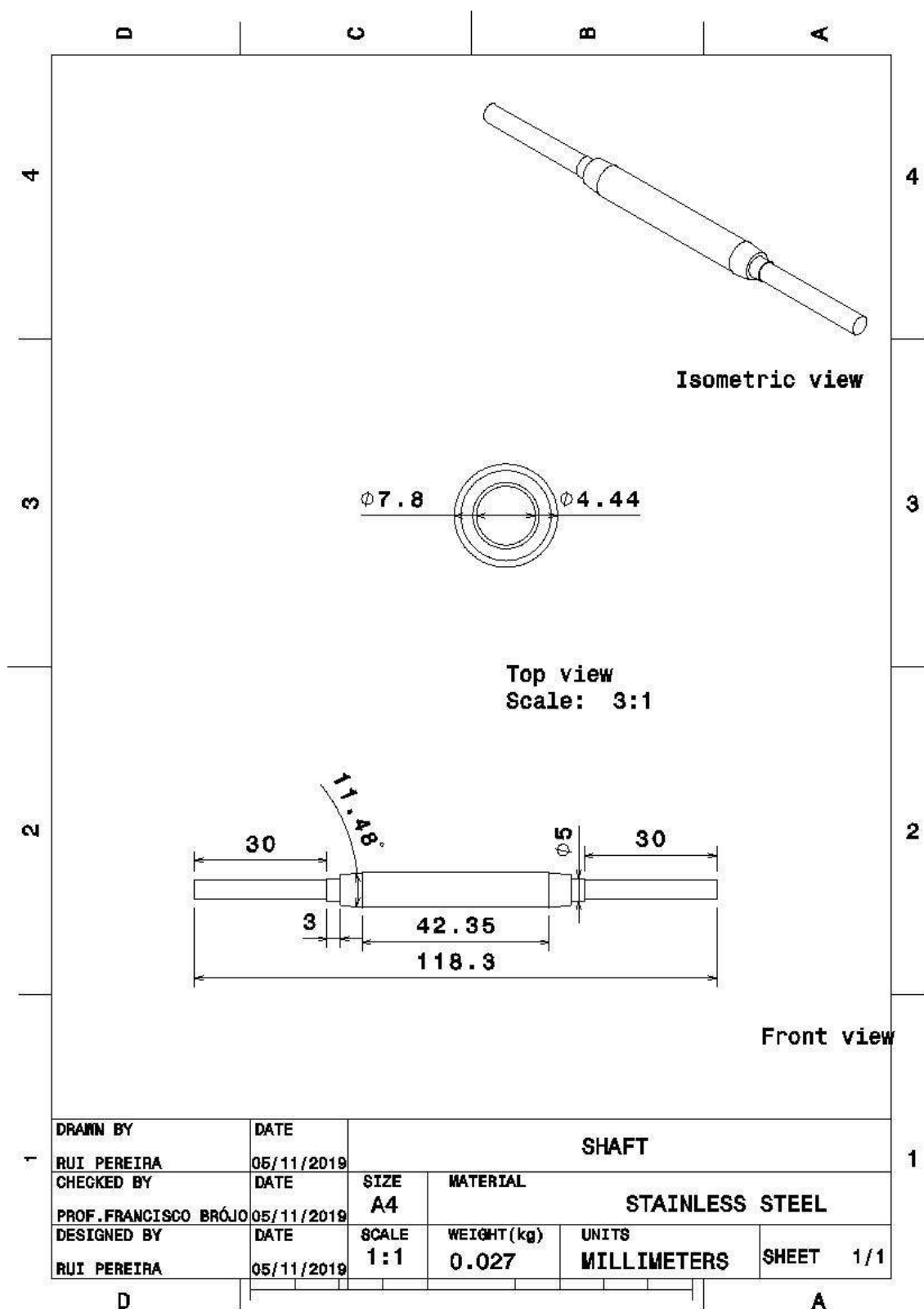


Figura B.5: Eixo

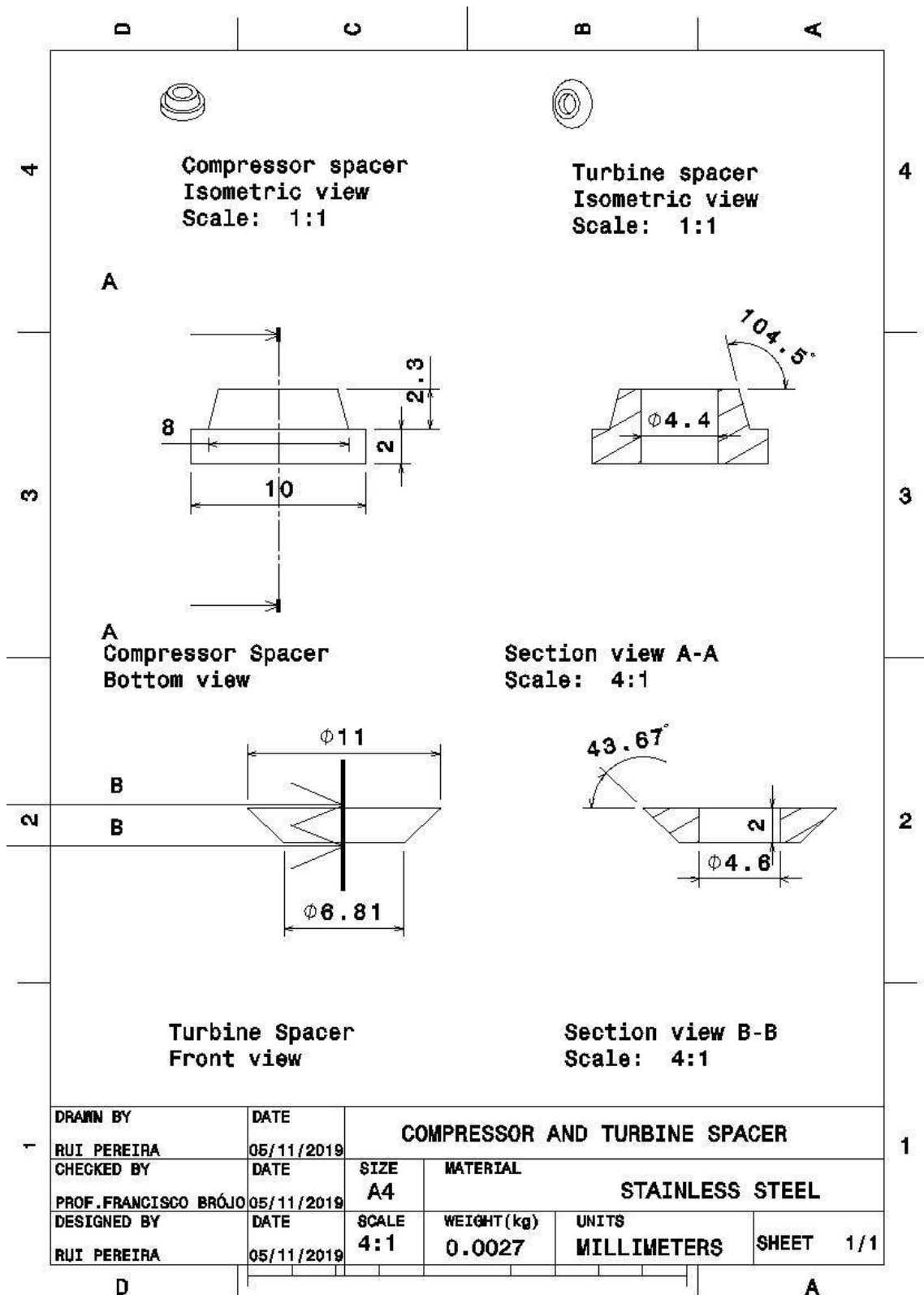


Figura B.6: Espaçadores

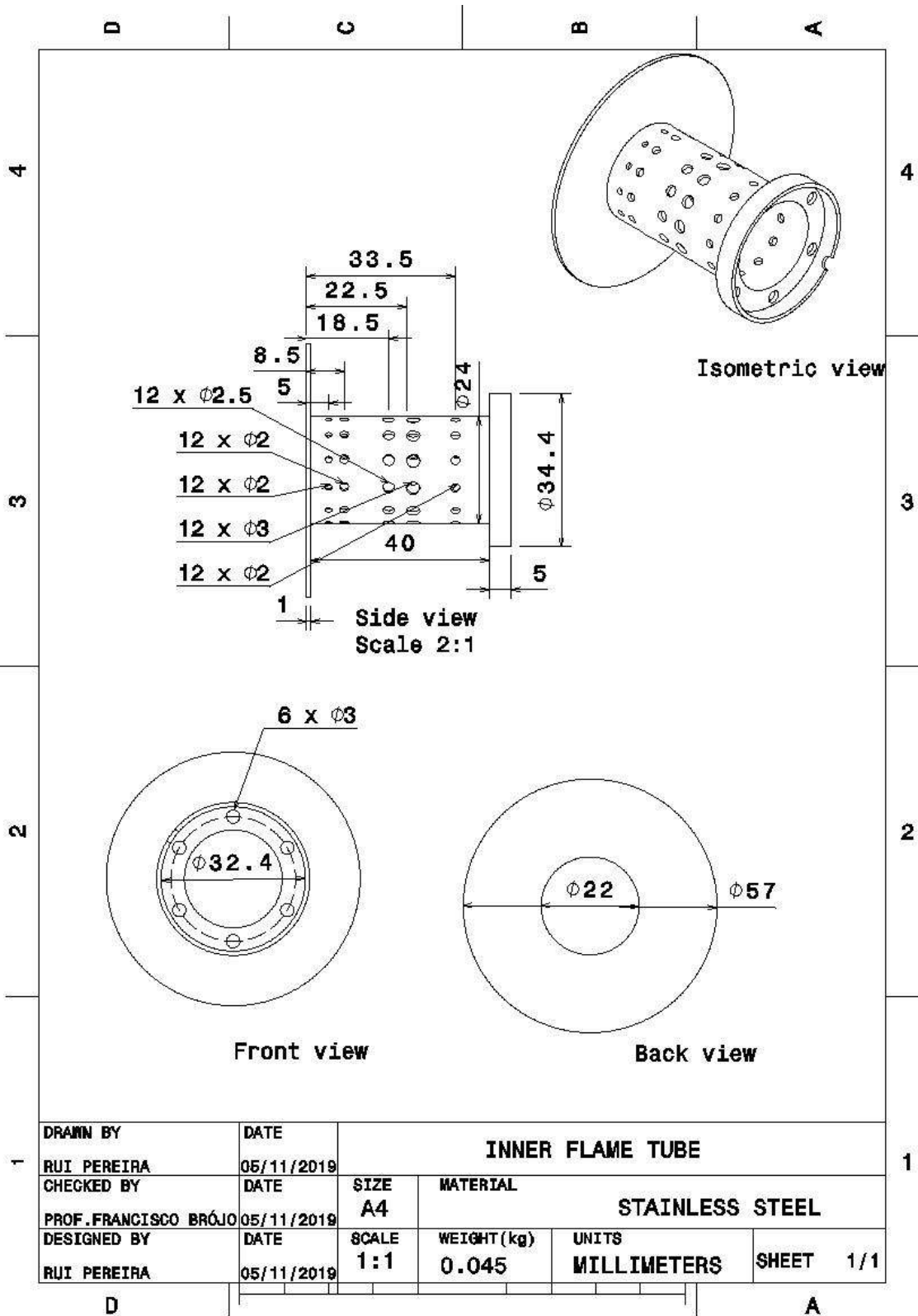


Figura B.7: Tubo de Chama Interno com suporte do anel de combustível

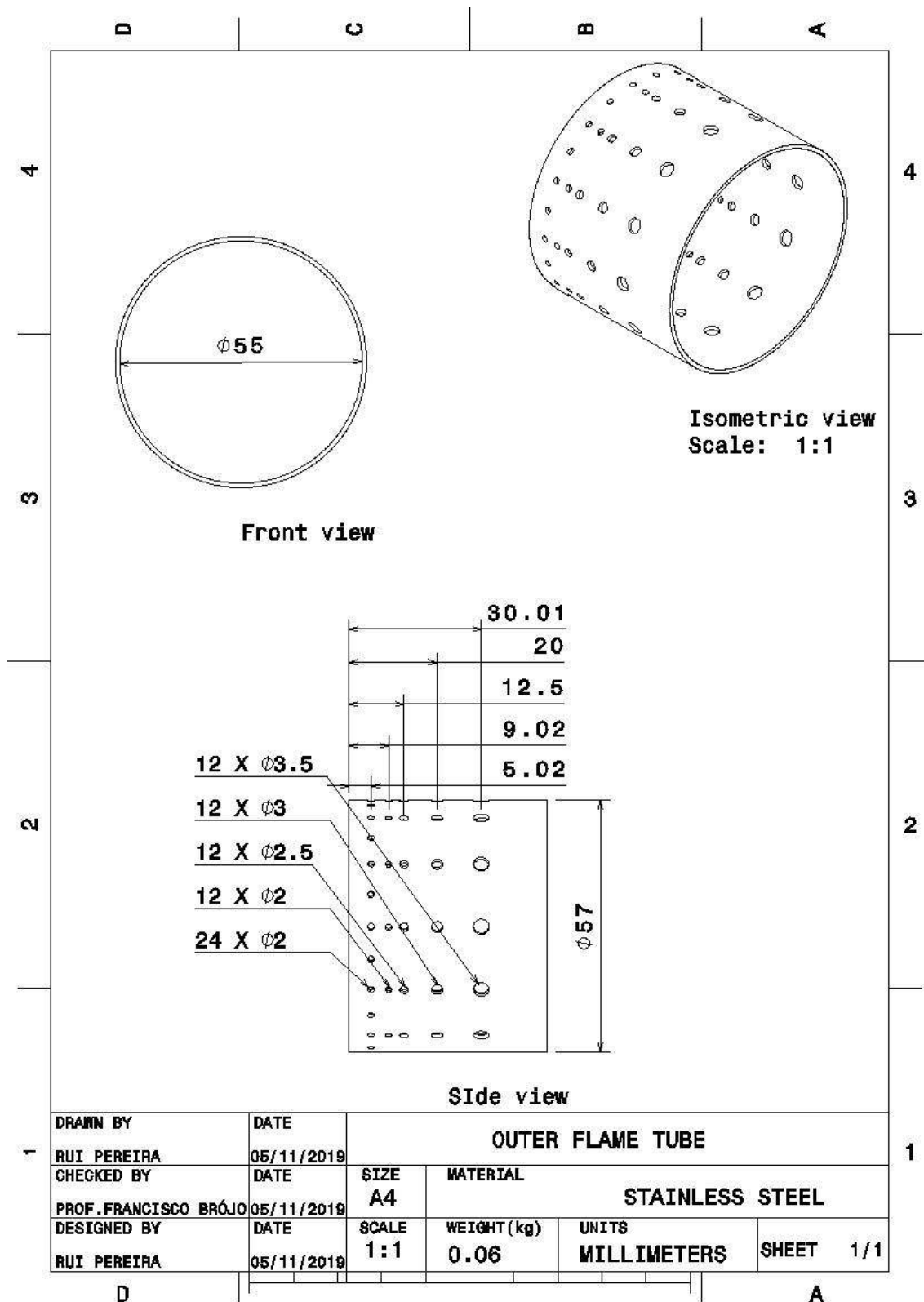


Figura B.8: Tubo de Chama Externo

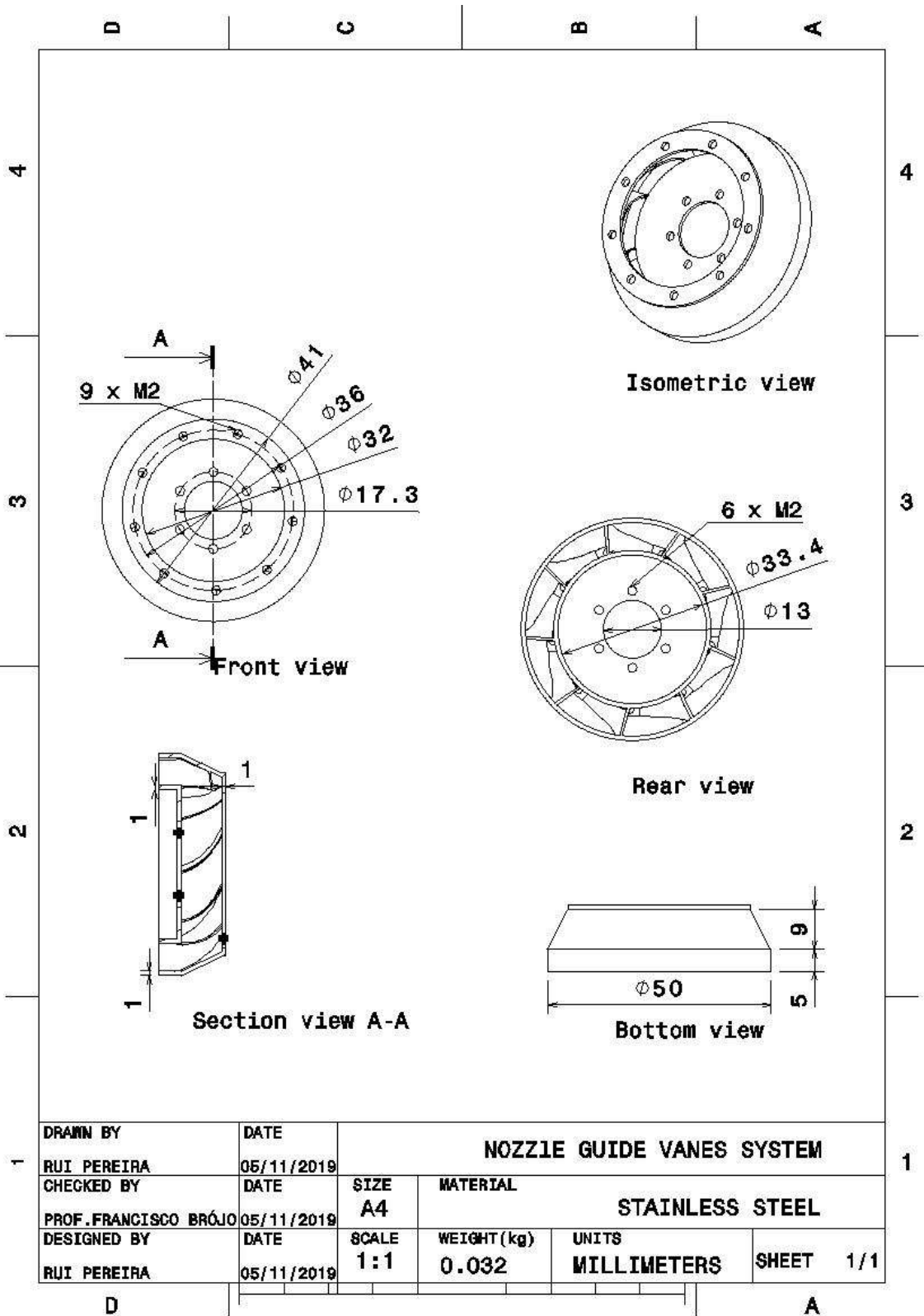


Figura B.9: Sistema de Palhetas-Guia do Bocal

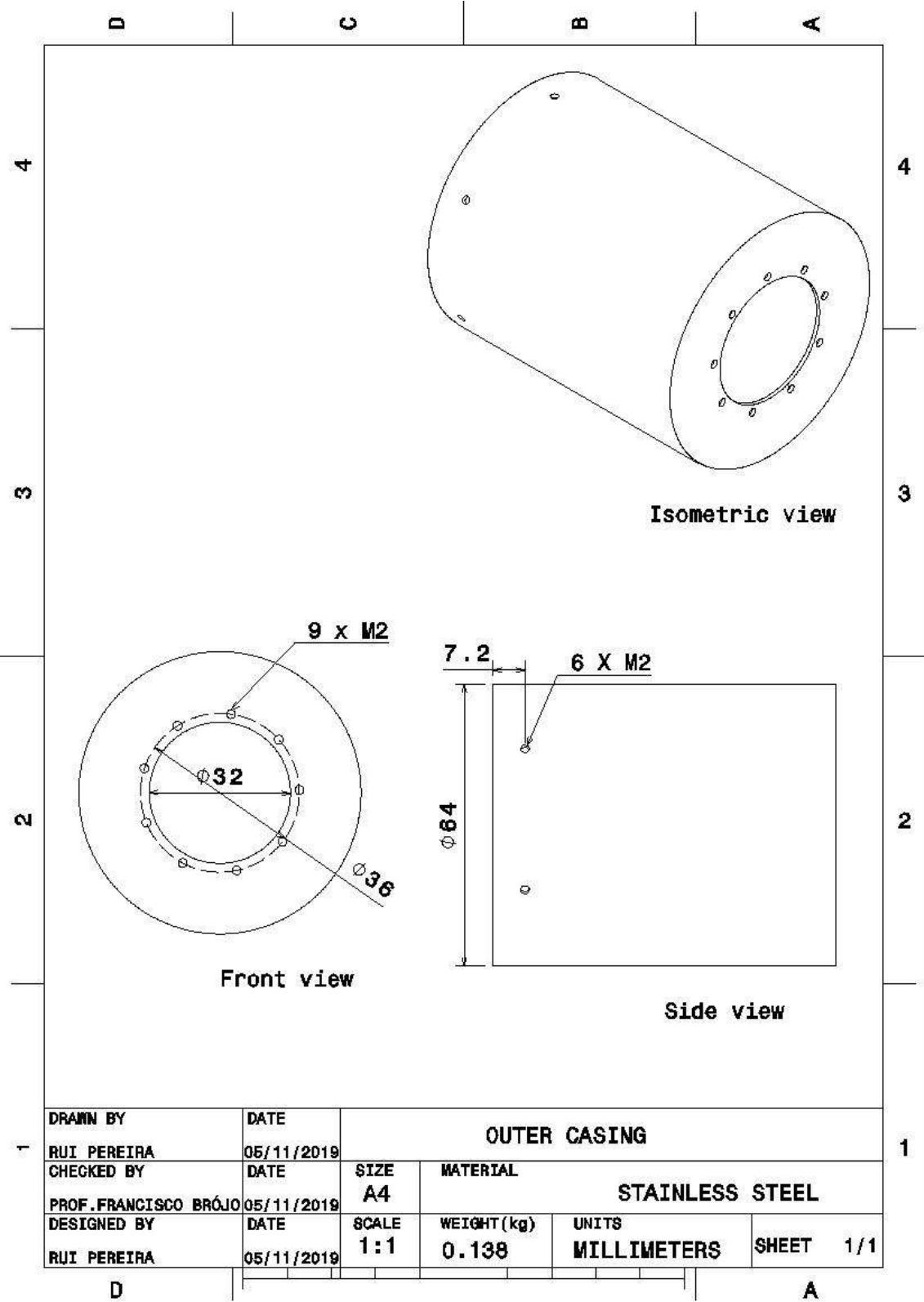


Figura B.10: Carcaça Externa

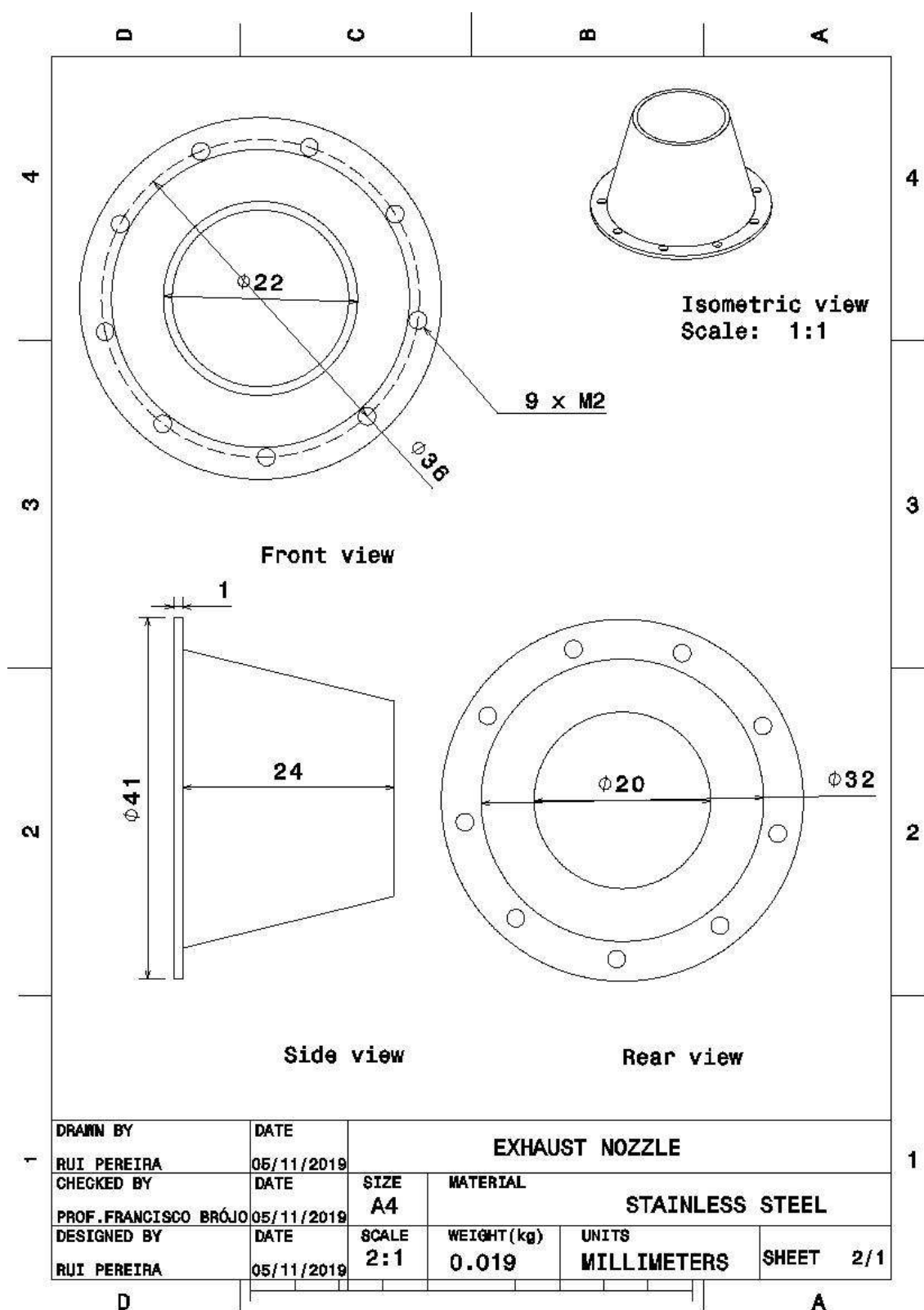


Figura B.11: Bocal de Escape

Apêndice C - Vistas 2D, 3D do turbojato

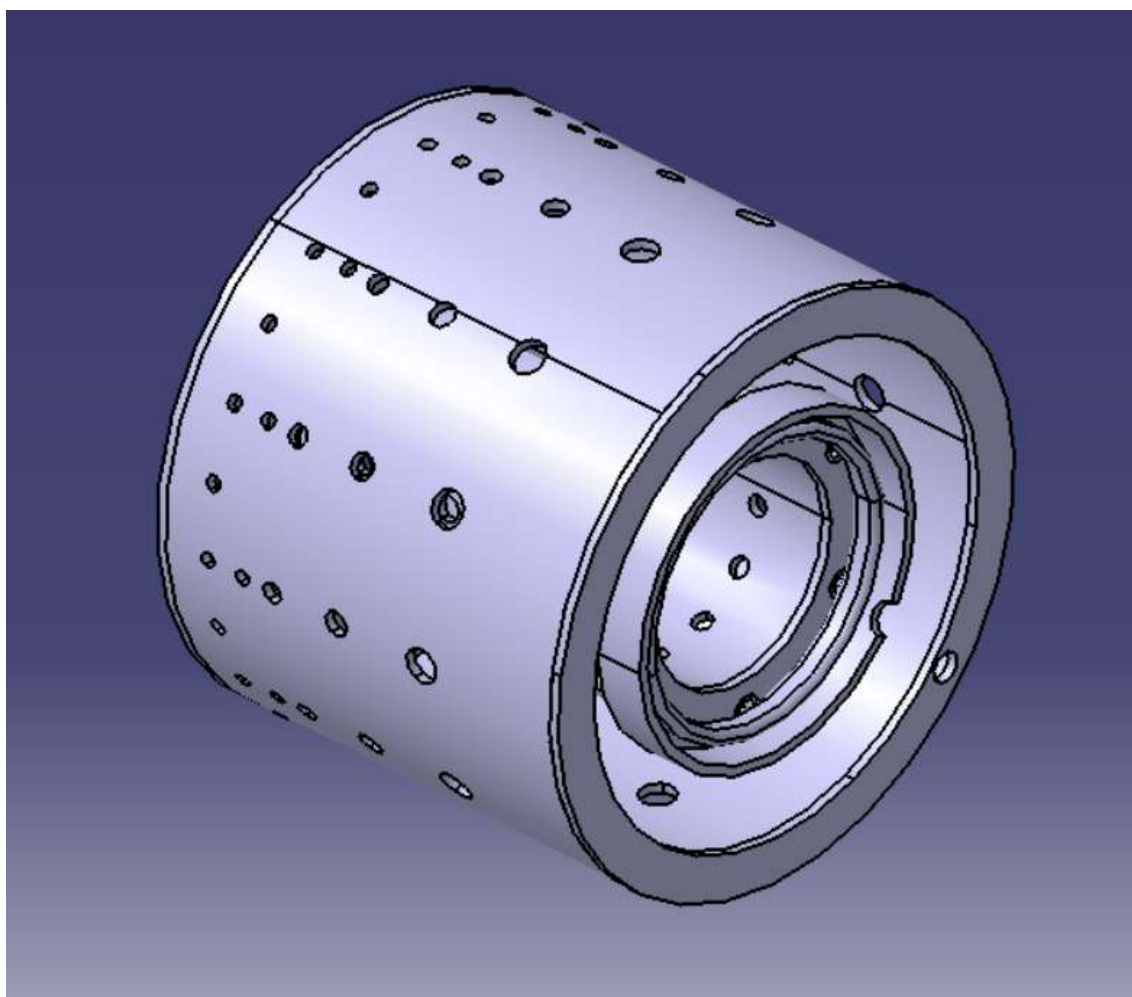


Figura C.1: "Câmara de Combustão"

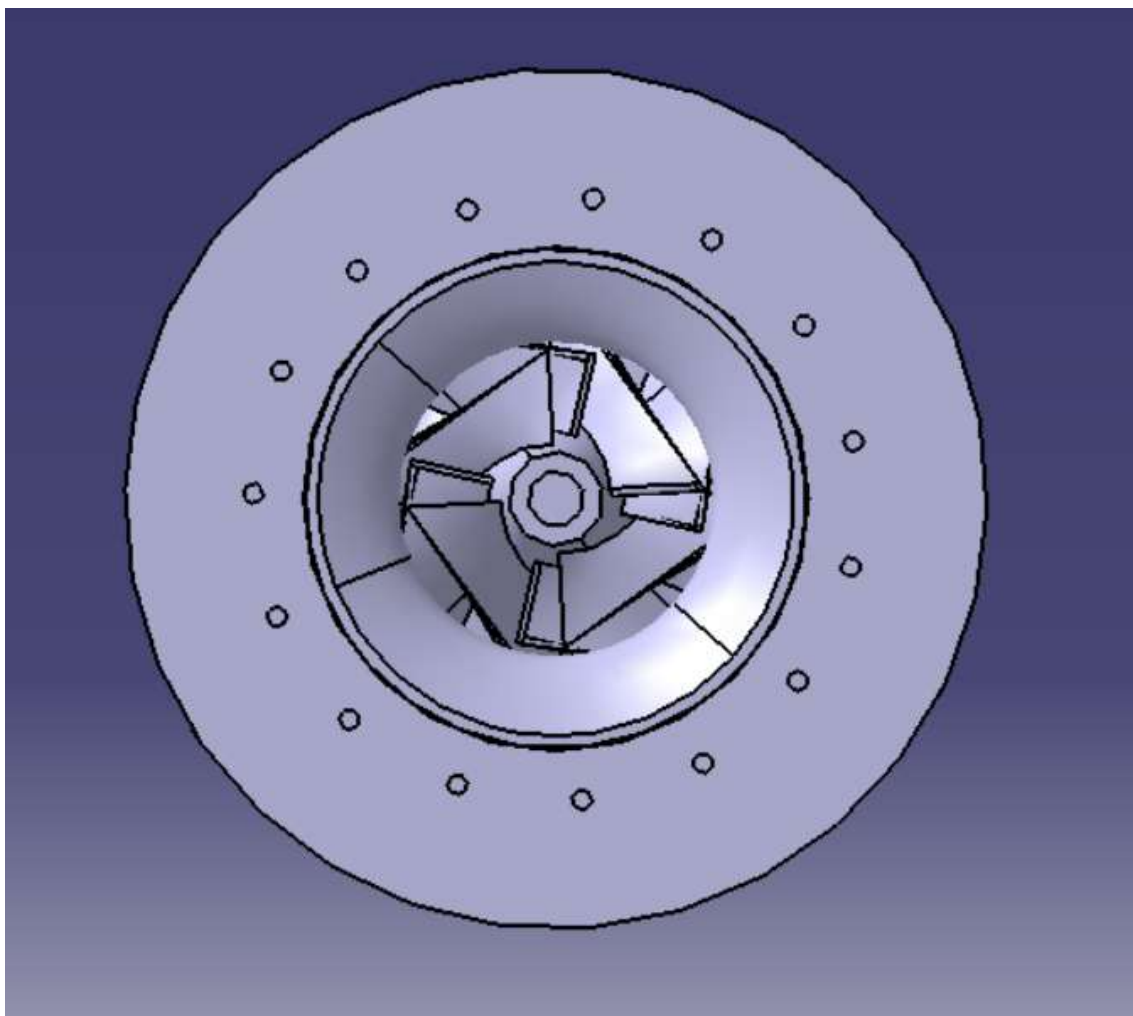


Figura C.2: "Vista Frontal do Turbojato"

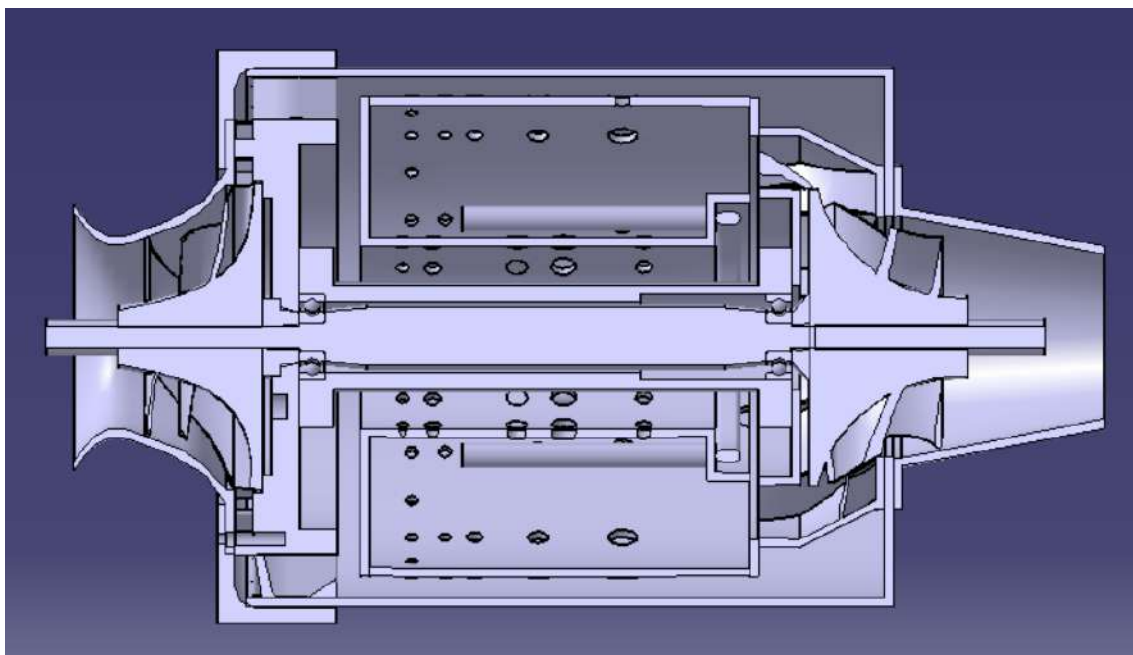


Figura C.3: "Vista da Seção Média do Turbojato"

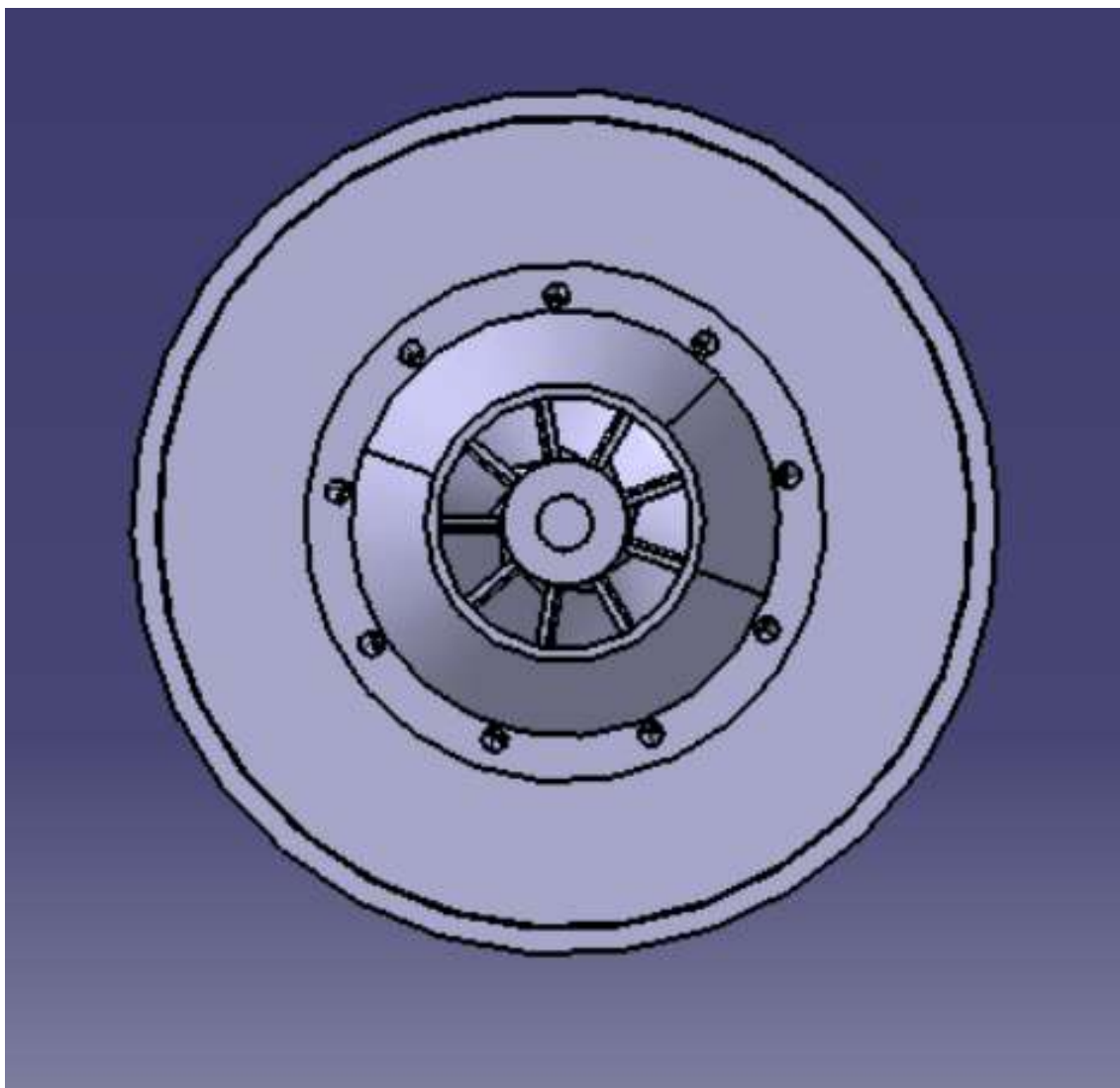


Figura C.4: "Vista Traseira do Turbojato"

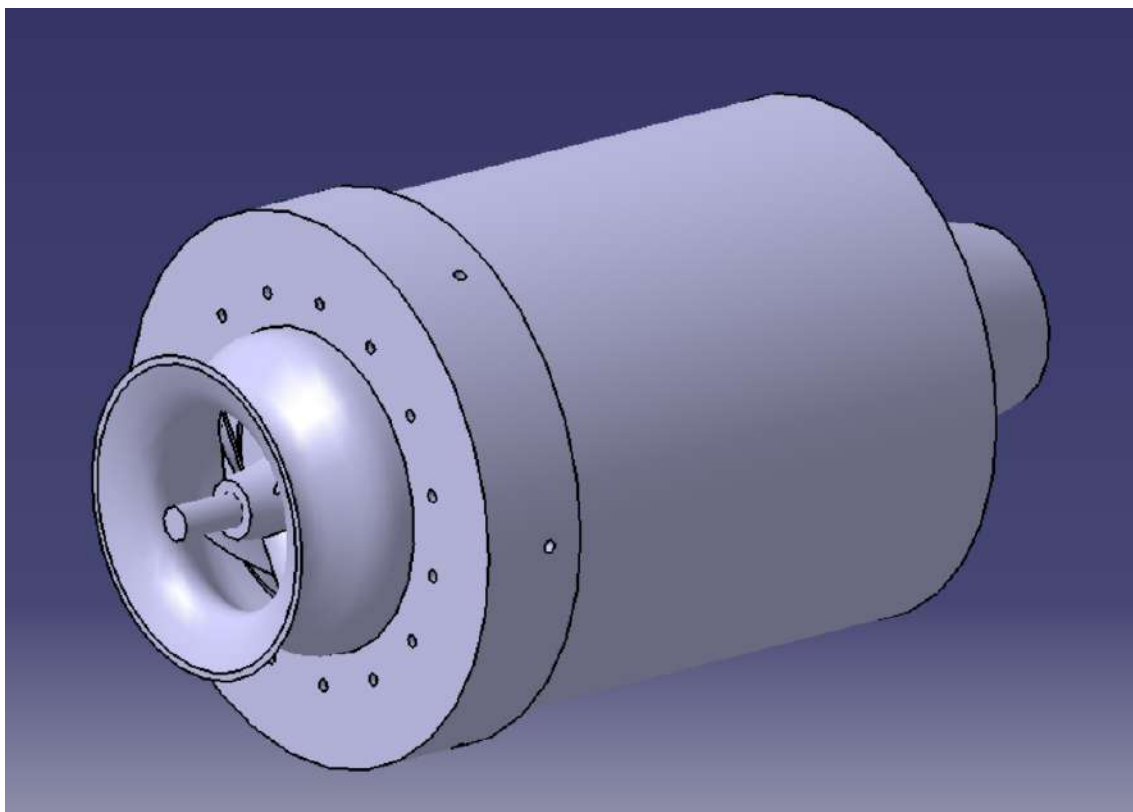


Figura C.5: "Vista isométrica 3D do Turbojato 1"

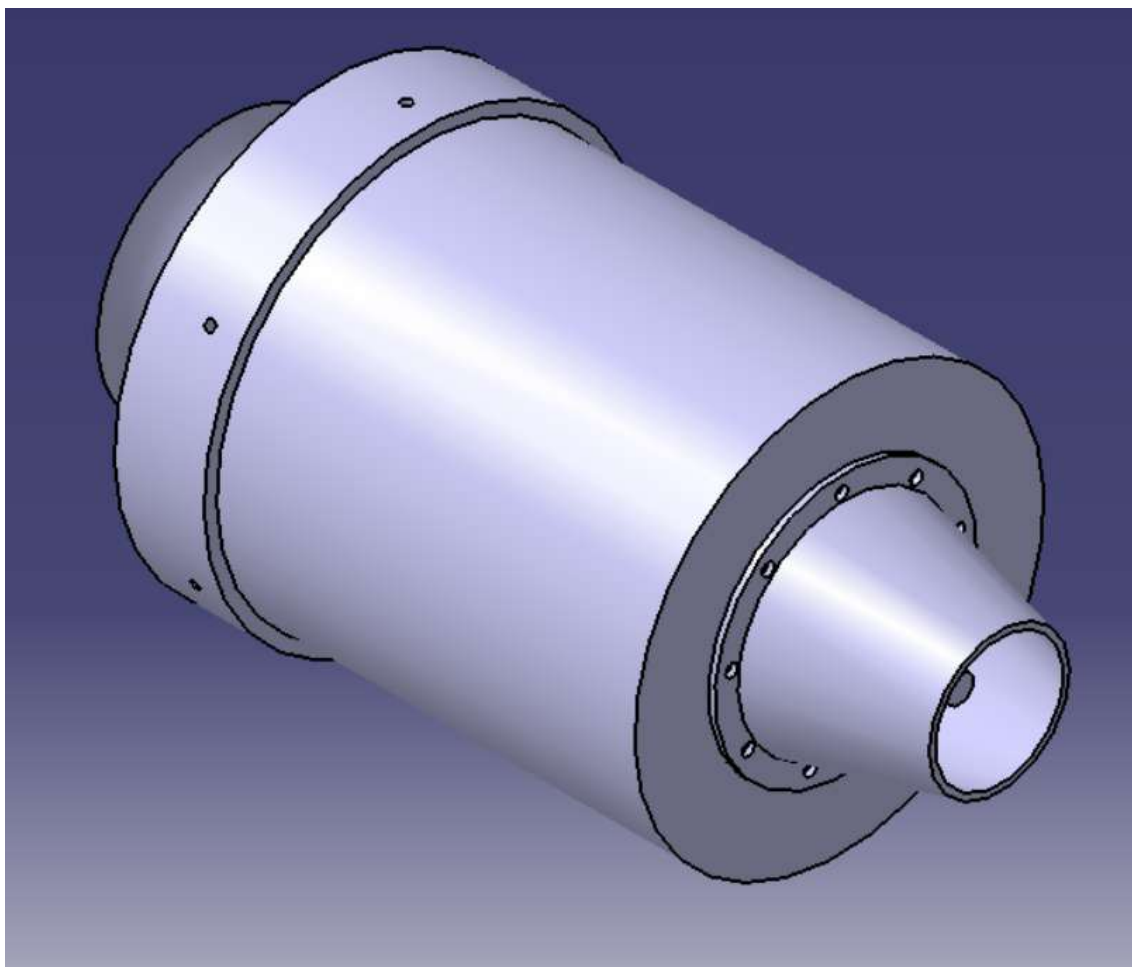


Figura C.6: "Vista isométrica 3D do Turbojato 2"

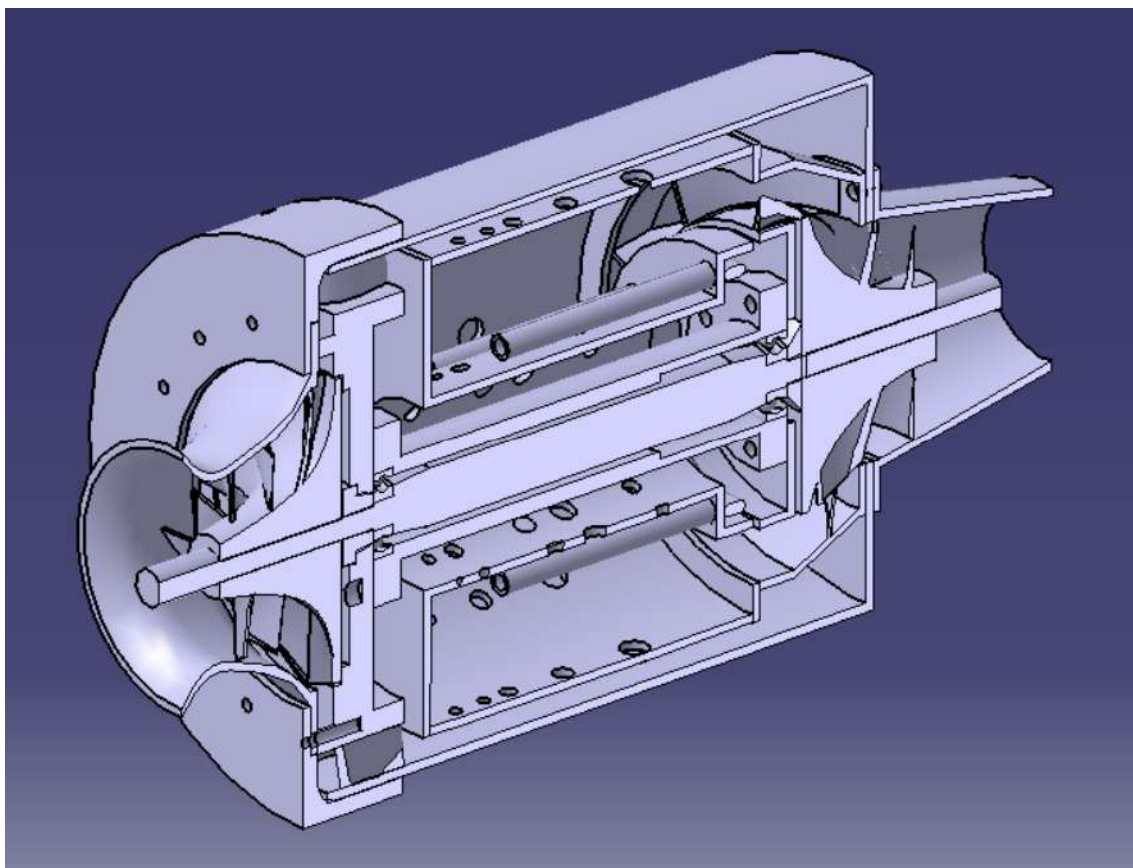


Figura C.7: "Vista isométrica 3D da seção média do Turbojato"

Apêndice D - Ciclo Real de Turbojato

Tabela 2: especificações técnicas do Turbo VZ21 [36]

Item		Type	RHF3	RHF4	RHF5	RHF55	RHF6	RHE61	RHE62	RHE7	RHE8
	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 lb	(1.9) (4.2)	(2.6) (5.7)	(3.2) (7.1)	(5.1) (11.2)	(6.7) (14.8)	7.8 17.2	10.5 23.2	(11.4) (25.1)	(15.0) (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
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)

Uma análise de ciclo real é feita considerando que o compressor está girando a 200000 RPM. Da Tabela 2, obteve-se uma razão do compressor π_c de 2,2 com uma taxa de fluxo de massa de ar, \dot{m}_a , de $0,1047 \text{ kg/s}$.

Parâmetros assumidos:

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	1.333	1.
c_{pc}	1.005	kJ/kgK
c_{pt}	1.148	kJ/kgK
T_{04}	15	K
F_{HVV}	46300	kJ/kg [29]
η_i	0.7	η_c
π_c	2.2	λ
η_b	0.9	ΔP_c
η_t	0.8	η_n

Design e Fabricação de um mini-motor turbojato

Entrada

P_{02}	101.4492 kPa
T_{02}	300.15 K
π_i	1.001226

Compressor

P_{03}	223.1882 kPa
T_{03}	408.4893 K
Q_c	11.39 kJ/s

Queimador

P_{04}	218.7244 kPa
f	0.01455321

• Turbina

P_{05}	147.534 kPa
T_{05}	791.3519 K
W_t	-9.824 kJ/s

• Verificação da Pressão Crítica do Bocal

P_{06}/P_c	2.196106 kPa
P_{06}/P_a	1.456047 K

$P_{06}/P_c > P_{06}/P_a$ (Não estrangulado)	V_7 22.
17492 m/s	T_{07} 577.1850 K

Parâmetros de Desempenho de Motor a Jato

Specific Thrust	F/\dot{m}	5.138204 Ns/kg
TFSC	10.19647 kg/Nh	η_{th}
Eficiência Térmica	0.1465787	η_p
Eficiência Propulsiva	0.88348601	η_o
Eficiência Geral	0.1319971	

