



Design e Fabricação de um mini-turbojato

Rui Gonçalo Gonçalves Esteves Pereira

Dissertação para obtenção do Grau de
Mestreem**Engenharia Aeronáutica**

(Ciclo de estudos integrado)
(Versão revista após discussão)

Orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

Agradecimentos

Há muitas pessoas sem as quais esta dissertação não seria possível. Primeiro e acima de tudo, meus maiores agradecimentos à minha família, que me apoiou durante todo esse tempo ao longo destes cinco anos. A ajuda e o incentivo deles, com certeza, tornaram mais fácil 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 estivesse no caminho correto. Além disso, a paciência que o Professor demonstrou ao longo deste projeto, diante de vários desafios inesperados, foi imensamente apreciada, pois, sem isso, eu não teria conseguido 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 certamente seria 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 a produção de pequenos motores a propulsão jato é relativamente recente, considerando 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 aprimorado. 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 utilizados apenas 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 entender 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 nas informações contidas 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 quando o processo de design foi concluído. A próxima ação foi obter os materiais necessários para a produção das peças, essencialmente alumínio e aço inox. O alumínio utilizado foi alumínio fundido, que foi posteriormente maquinado para adquirir as formas exigidas em relação ao design estabelecido. A maioria dos componentes foi produzida com folhas de chapa de aço inox, 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.

tinham dimensões extremamente pequenas para serem produzidas numa fresadora vertical de comando numérico de cinco eixos. Para 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, Processos de manufatura.

Resumo

O desenvolvimento e a produção de pequenos motores com um sistema de propulsão a jato é, relativamente recente, 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 a evolução do tempo, as turbinas a gás se tornaram um desafio maior, tornando-se cada vez mais difícil de desenvolver e aprimorar. 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 eram desenvolvidos sem um papel significativo na indústria da aviação, sendo usados apenas para motores a jato de modelo. Mesmo assim, em função da evolução da ciência, esses motores estão sendo estudados e preparados para integrar Veículos Aéreos Não Tripulados, UAVs, como seu sistema de propulsão [1].

Esta dissertação consiste no desenvolvimento de um turbojato, em escala reduzida, respeitando as dimensões dos dois componentes, obtidos anteriormente, o compressor e a turbina, do modelo turbo IHI RHB31 VZ21. Para entender como executar um design 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 ciclos termodinâmicos. Ao final de um estudo geral do turbojato, o autor prosseguiu para a fase de design, na qual o processo de dimensionamento começa com base nas informações contidas 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 pela razão dos diâmetros do compressor. Em resumo, no livro do Sr. Thomas Kamps, o autor aconselha o novato a dividir o diâmetro de seu compressor pelo compressor utilizado para o motor do Sr. Kamps. A razão dos diâmetros, ou o fator de escala, foi aplicada aos demais componentes, produzidos pelo Sr. Thomas Kamps, a fim de obter as medidas para esta turbina a gás, respeitando as recomendações. As dimensões da capa do compressor, flange de entrada, difusor, eixo, habitação do eixo, câmara de combustão, anel de distribuição de combustível, pás guias do bocal, bico de escape e, por último, a carcaça externa foram obtidas. O próximo passo foi o processo de design dos componentes referidos, em relação aos designs observados, encontrados na literatura estudada, utilizando o software de design tridimensional CATIA V5R18. O design é um processo empírico, que se revela extremamente difícil considerar um design como absoluto.

O processo de fabricação do turbojato foi executado, na época, o processo de design 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 em relação ao 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 diferente de compressor/turbina.

Infelizmente, a fabricação do difusor e da capa do compressor não foi possível, uma vez que tinha dimensões extremamente pequenas para ser produzida no centro de usinagem vertical 5-. Além disso, a soldagem aplicada às peças fabricadas não foi executada com a qualidade requerida-

mesmo tendo aumentado a espessura do material para facilitar o processo, como é 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 V V5R18 , Processo de Fabricação.

Conteúdos

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 de Turbinas a Gás.	3
2.1.1	Tipos de Turbinas a Gás.	4
2.2	Revisão de 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	Bico 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	Bico 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	3
3.1	Dimensionamento do Processo.	35
3.1.1	Compressor.	35
3.1.2	Flange de Entrada.	35
3.1.3	Capa 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 Palhetas do Bico.	38
3.1.9	Turbina.	39
3.1.10	Bico 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 Design do Protótipo de mini-turbojato	43
4.2.1 Compressor	43
4.2.2 Flange de Entrada	44
4.2.3 Capa 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 Lâminas do Bico	51
4.2.9 Turbina	51
4.2.10 Bico de Escape, Carcaça Externa e Rolamentos	52
4.3 Componentes Fabricação	54
4.3.1 Processo de Modelagem.55 4.3.2 Processo de Fresagem.57 4.3.3 Processo de Tornos.58 4.3.4 Processo de Soldagem.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 Aeolipile	[5]	3.2.2 Ramjet	[8]	5.2.3 Pulsejet	[8]	5.2.4 Motor Foguete	[8]	5.2.5 Turbojato	[6]	5.2.6 Turbopropulsor	[11]	6.2.7 Turbocorrente	[12]	6.2.8 Turbofan	[6]	6.2.9 Motor de Alta Derivação, 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 da estação do turbojato	[16]	12.2.14 Entrada Sub-sônica	[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 um único rotor	[8]	22.2.23 Compressor axial de dois rotores	[8]	22.2.24 Tipos de Difusor	[29]	23.2.25 Câmara de Combustão	[8]	23.2.26 Distribuição do 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 de	[8]	27.2.32 Turbina de entrada radial em cantilever	[27]	28.2.33 Turbina de Influxo Radial Mista	[27]	29.2.34 Bico Convergente-Divergente	30.2.35 Modos de Injeção de Combustível	[29]	31.2.36 Turbocompressor, Patente de Alfred Büchi	[32]	32.2.37 Componentes do Turbocompressor	32.2.38 Trabalho do Turbocompressor	[35]	32.2.39 Exemplo de um Mapa do Compressor	[34]	33.2.40 Mapa do Compressor RHB31V Z21	[36]	34.3.1 Capa do Compressor	[29]	36.3.2 Difusor	[29]	37
---------------	-----	--------------	-----	----------------	-----	---------------------	-----	-----------------	-----	----------------------	------	---------------------	------	----------------	-----	--	-----	---------------------	------	-----------------------	------	---	------	---	------	----------------------------	------	--	------	--	------	-------------------------------	-----	---------------------------	------	---	------	--------------------------	-----	---	-----	--	-----	--	-----	--------------------------	------	-----------------------------	-----	--	-----	--------------------------------------	-----	---	-----	------------------------------------	-----	----------------------------	-----	--	-----	---	------	---	------	-------------------------------------	---	------	--	------	--	-------------------------------------	------	--	------	---------------------------------------	------	---------------------------	------	----------------	------	----

3.3 Perfil de lâminas do difusor [29] .37 3.4 Eixo [29] .37 3.5 Habitação do eixo [29] .37 3.6
 Tubo de chama externo [29] .38 3.7 Tubo de chama interno [29] .38 3.8 Bico de escape [29] .39
 3.9 Procedimento de design do difusor.42 4.1 Operação do eixo CAD do compressor.44 4.2
 Esboço das lâminas 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 capa do compressor.46 4.10
 Altura dos planos de design da capa do compressor.46 4.11 Vista lateral da capa do
 compressor.46 4.12 Vista traseira da capa do compressor.46 4.13 Vista isométrica da capa do
 compressor.46 4.14 Base do difusor.47 4.15 Lâmina em forma de cunha do difusor.47 4.16 Perfil
 de lâmina axial do difusor.47 4.17 Vista isométrica do difusor.48 4.18 Esboço da habitação 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 palhetas guia do bico.51 4.27 Vista do sistema de palhetas guia do bico.51 4.28
 Esboço da operação do eixo da turbina.52 4.29 Esboço da lâmina da turbina.52 4.30 Vista
 isométrica da turbina.52 4.31 Esboço do bico de escape.53 4.32 Vista isométrica do bico de
 escape.53 4.33 Vista isométrica da carcaça externa.53 4.34 Esboço da capa do rolamento.53
 4.35 Esboço das esferas de rolamento.53 4.36 Rolamento 618/5 exemplo.54 4.37 Forno.55
 4.38 Alumínio fundido.55 4.39 Amostras das peças cortadas com o jato d'água.55

4.40 Furos apontados nos tubos de chama externos.56 4.41 Tubos de chama externos perfurados.56 4.42 Bico 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 Lâminas do sistema de aletas do bico.57 4.48 Base da turbina.58 4.49 Parte superior e circundante do sistema de aletas do bico.58 4.50 Habitação do eixo.58 4.51 Flange de Entrada.59 4. 52 S eixo.59 4.53 Suporte do anel de combustível.60 4.54 Anel de combustível.60 4.55 Bico 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 aleta do bico.62 4.61 Parte interna do sistema de aletas do bico.62 B.1 Flange de Entrada.70 B.2 Capa do Compressor.71 B.3 Difusor.72 B.4 Habitação 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 Aletas do Bico.78 B.10 Carcaça Externa.79 B.11 Bico 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 do turbojato 3D".84 C.6 "Vista isométrica do turbojato 3D".85 C.7 "Vista isométrica 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/s
c	Calor específico	kJ/kgK
\dot{E}	Potência total	W
F	Empuxo	N
F/\dot{m}	Empuxo Específico	Ns/kg
FHV	Valor de aquecimento do combustível	J/kg
f	Relação combustível-ar	
h	Entalpia Específica	J/kgK
ke	Energia Cinética	J
M	Número de Mach	
m	Massa	kg
\dot{m}	Taxa de fluxo de massa	kg/s
pe	Energia potencial	J
p_1	Pressão	Pa
Q	Taxa de calor	W
R	Constante do Gás Real	kJ/kgK
S	Consumo Específico de Combustível	mg/Ns
T	Temperatura	K
V	Velocidade	m/s
W	Taxa de Trabalho	W
η_p	Eficiência Propulsiva	
γ	Relação de Capacidade Térmica	
π	Relação de Pressão	
ρ	Densidade	kg/m^3
τ	Razão de Temperatura	
τ_λ	Entalpia Máxima de Estagnação	
	Relação	
θ	Energia de Fluido em Movimento	J

Subscritos

<i>a</i>	Ar
<i>b</i>	Queimador
<i>c</i>	Compressor
<i>cc</i>	Câmara de Combustão
<i>f</i>	Combustível
<i>in</i>	Entrada
<i>m</i>	Mecânico
<i>o</i>	Geral
<i>out</i>	Saída
<i>p</i>	Pressão Constante
<i>r</i>	Condições de fluxo livre
<i>t</i>	Turbina
<i>th</i>	Térmico
<i>v</i>	Volume constante
0	Total
1	Estado inicial
2	Final state

Lista de Acrônimos

CAD Design Assistido por Computador

CATIA Aplicação Interativa Tridimensional Assistida por Computador

CC Câmara de Combustão

CNC Controle Numérico

FABLAB Laboratório de Fabricação

NGV Pás Guia do Bico

RC Controle Remoto

TSFC Consumo de Combustível Específico de Empuxo

UAV Veículo Aéreo Não Tripulado

UBI Universidade da Beira Interior

Capítulo 1

Motivação e Objetivos

1.1 Motivação

O sonho de um ser humano voar foi algo que nos intrigou e esteve em nossos pensamentos por um longo tempo. Começamos a partir da observação de pássaros voando, até a invenção de um papagaio, o ornithopter de Leonardo da Vinci, o primeiro balão de ar quente, também conhecido como o Balão dos 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, estudos de sistemas de propulsão também estavam em andamento, porque entendemos que para ter um voo sustentável, precisávamos ter uma fonte de energia. As máquinas a vapor foram as primeiras a serem criadas, depois o motor de combustão interna seguido 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 um intenso estudo e investigação até chegarmos às aeronaves modernas e, ainda assim, não paramos de investigar para novas melhorias. O desenvolvimento das aeronaves modernas nos permitiu cruzar continentes e interagir com diferentes culturas. Além disso, para que seja possível alcançar outro continente em horas, a aeronave precisa ser extremamente bem projetada, construída e equipada. Os motores da aeronave fornecem uma quantidade séria 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 até o menor detalhe. 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 a 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 motores mini-turbojato que podem ser construídos e aprimorados.

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

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

1.2 Objetivos

O objetivo principal desta tese concentra-se 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 obtidos 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, designs desenvolvidos até aquele 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 tomadas para produzir um pequeno modelo de motor a jato, para aplicações práticas, de forma transparente, para ajudar o leitor a produzir seu motor a jato em pequena escala.

1.3 Estrutura do Documento

O documento inteiro 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 outras modificações 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 das Turbinas a Gás

Um primeiro conceito surgiu na época do Egito Romano, criado por Hero, ou Hero de Alexandria. O aeolipile, nome da invenção de Hero, é uma turbina a vapor radial, que combina dois bicos, em lados opostos, onde o vapor de água sai devido ao vapor formado pela ebulição 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: Aeolipile [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, mudando seu estado [7].
2. $F_{orce} = m \times g$, 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 recebeu uma patente para o ciclo termodinâmico da turbina a gás, conhecido como ciclo de Brayton, o mesmo ciclo das turbinas a gás atuais. Utilizando esse 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 ramjet subsônico, embora, não foi possível concretizar o projeto devido à qualidade do

material na época. Os materiais não conseguiam 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 Joachim Pabst von Ohain, trabalhando para a empresa de aeronáutica 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, foi 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 fundou as bases da turbina a gás moderna [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. Apenas 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 mini-turbojato é difícil de datar, no entanto, assume-se que foi iniciada por Kurt Schreckling, técnico alemão e astrônomo amador. Kurt foi o primeiro a replicar um turbojato em pequena escala, abrindo portas para os motores a jato de modelo pequeno ou miniatura [9] . Motores a Gás para Aeronaves de Modelo, o livro de sua autoria, explica como ele construiu o motor, o FD 3/64, que criou um ponto de partida para os mini-turbojatos no futuro. Isso possibilitou que outros melhorassem o turbojato de Kurt, além de desenvolver 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 da história das turbinas a gás 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, a utilidade de uma turbina a gás é considerada e, então, projetada, dependendo de se será utilizada em uma missão espacial, transporte aéreo ou em situações de combate aéreo. Equipes de cientistas, engenheiros e técnicos criaram turbinas a gás com diferentes maneiras de converter e fornecer energia, de acordo com seus propósitos, como motores de propulsão a jato: foguete, athodyd, também conhecido como ramjet, o jet de pulso e o turbojato, ou motores a jato de hélice: motor turboprop, turbofan e turbocorrente [8] .

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

Outro motor de propulsão a jato relacionado, o jet de pulso, figura 2.3, utiliza um duto semelhante ao do ram-jet, mas mais robusto devido às pressões mais altas envolvidas. O ar passa por válvulas abertas na entrada, vai para a Câmara de Combustão, onde a combustão do combustível é realizada, causando-

fazendo com que o gás se expanda, 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 turbina a gás real tornam este motor inadequado para uso em aeronaves [8] .

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

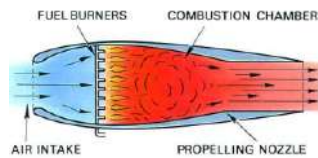


Figura 2.2: Ramjet [8]

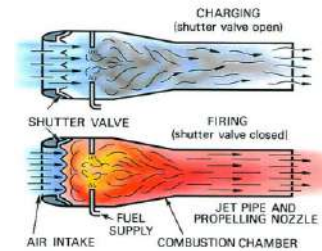


Figura 2.3: Pulsejet [8]

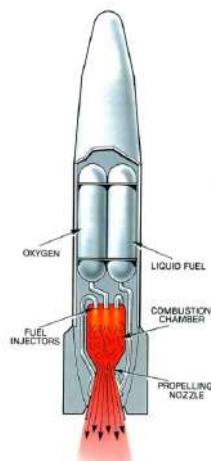


Figura 2.4: Motor Foguete [8]

O turbojato, mostrado na figura 2.5, é a junção de um compressor, Câmara de Combustão e turbina, chamada de gerador de gás, com uma entrada e bico de escape. O bico de escape adicionado converterá a maior parte da energia do fluxo de ar em velocidade.

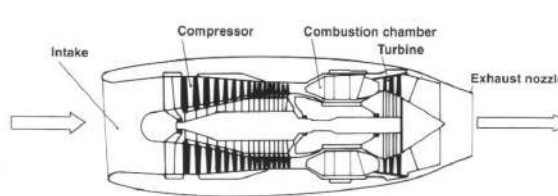


Figura 2.5: Turbojato [6]

Com a combinação de hélice/turbina vem o ventilador canalizado, hélices de ventilador e motores de desvio. No motor turboprop, 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 turbocorrente, mostrado na figura 2.7, a turbina aciona o compressor e a segunda turbina acionará o

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

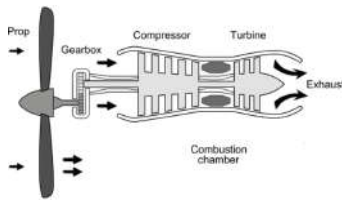


Figura 2.6: Turbopropulsor [11]

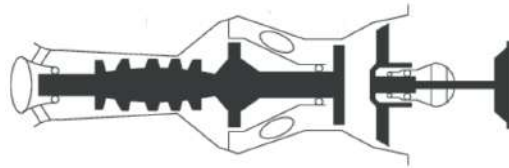


Figura 2.7: Turbocorrente [12]

O turbofan, ilustrado na figura 2.8, possui também duas turbinas, das quais uma absorve a energia do fluxo de ar quente e a outra utiliza o excesso de trabalho 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 pelo fluxo de ar desviado [6].

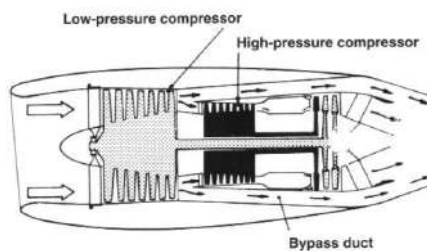


Figura 2.8: Turbofan [6]

Os motores de fluxo de ar desviado são distinguidos em dois tipos: de baixa relação de desvio e de alta relação de desvio, onde a relação de desvio representa a quantidade de ar que é 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 direcionada 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 exaustão. Isso significa um menor consumo de combustível do que os motores anteriores de empuxo similar sem essa tecnologia, permitindo que o motor opere de forma eficiente em voos em alta altitude. O uso dominante dessa tecnologia, em particular, motores de alta relação de desvio, nos sistemas de propulsão da aviação civil e em 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 derivação é demonstrado na figura 2.9.

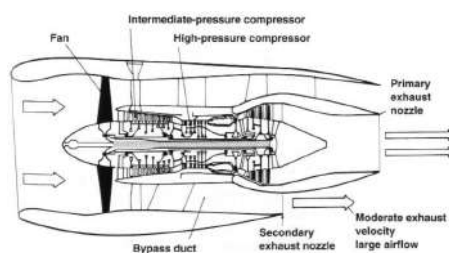


Figura 2.9: Motor de Alta Derivação, Rolls Royce RB. 211 [6]

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 alcançar velocidades supersônicas, sendo uma das razões para seu uso em aeronaves militares [6].

2.2 Revisão de 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 ao leitor visitar os seguintes livros, onde mais informações podem ser encontradas nos livros *Termodinâmica: Uma Abordagem de Engenharia de Çengel, Yunus A. e Boles, Michael A.* e *Aerotermodinâmica de Turbinas a Gás e Propulsão de Foguetes de Oates, George C.*, capítulos 5.3, 7.4, 9.8 e capítulo 2, respectivamente. No entanto, outra literatura não foi desconsiderada.

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. Em seguida, são demonstradas as equações de desempenho do jato para cumprir a análise de um ciclo de motor turbojato.

2.2.1 Ciclo de Trabalho

O subtítulo do ciclo de trabalho tem como objetivo explicar o funcionamento de um motor com um sistema propulsor a jato, descrevendo seu ciclo termodinâmico juntamente com as propriedades relacionadas a este último.

O ciclo de trabalho começa com a entrada de ar no compressor, cuja função é aumentar a pressão por meio da potência de eixo mecânico [6]. O aumento da pressão tem um efeito diminuível sobre o 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 de energia das moléculas a altos níveis, 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. Esse movimento giratório 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 spool [6]. Neste estágio, as variáveis do gás, pressão e temperatura diminuem, enquanto o volume aumenta. Finalmente, o fluxo de gás atinge a fase final, no bico 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 retidas:

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

- Na expansão, o volume aumenta juntamente com uma diminuição na pressão e 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 indução, seguida pela 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 atribuído à função correspondente, resultando em uma ação contínua, 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. Na fase final, a fase de exaustão, os gases, expandidos pela turbina, saem pelo bico, gerando uma força propulsora 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 a turbina a gás elimina três ciclos ociosos, consequentemente, mais combustível pode ser queimado em um período mais curto. Como o motor turbojato é um motor térmico, quanto mais combustível queimado, maior 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 gere a mesma quantidade de potência, ele teria que ser extremamente grande, pesado e a fabricação seria um sério desafio [6].

À medida que o gás é descarregado do bico, 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, ele deve combinar a reversibilidade interna e externa. Se os estados do gás puderem ser restaurados em uma sequência reversa, enquanto um sistema é submetido a um processo em que os gradientes de pressão e temperatura são menores, o processo é definido como internamente reversível. Enquanto isso, para que um processo seja considerado externamente reversível, as mudanças atmosféricas que acompanham o processo podem ser revertidas em sequência. No entanto, o processo reversível é impossível de ser alcançado devido a fatores irreversíveis, como, por exemplo, gradientes de temperatura, pressão e velocidade provocados pela transferência de calor, atrito, 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 conta 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

Apresentam-se ainda noções a serem reconhecidas, a fim de entender as condições e propriedades por trás do ciclo termodinâmico ideal que compreende todas as turbinas a gás, em particular, o motor turbojato.

- Processo de Fluxo Estável

As turbinas a gás são construídas, geralmente, para operação contínua, na qual há uma aproximação das condições em que operam. Assumindo que funciona sob as mesmas condições ao longo do tempo, o processo é denominado como um processo de fluxo estável. 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, a partir de

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

O princípio da conservação da massa é aplicado, afirmando que, considerando um volume de controle, a taxa total de massa que entra iguala a taxa total de massa que sai [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]. Isso é expresso na forma de,

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

Considerando isso para um fluxo único 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 de fluxo e área da seção transversal.

No contexto da taxa de energia total, a energia permanece a mesma dentro de um volume de controle, indicando que não há mudanças 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 movimento, 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 entre 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 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 desprezadas, 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 a entalpia de estagnação, h e h_o , respectivamente.

Como resultado da conversão da 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 isentrópica, e a 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 pela constante do calor específico 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, em outras palavras, a temperatura que o gás ideal atinge quando é trazido a repouso em um processo adiabático, e, o termo $\frac{V^2}{2c_p}$, representa o aumento de temperatura ao longo do processo denominado 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, a câmara de combustão e a turbina [15]. O ciclo é dividido em dois tipos: ciclo aberto e ciclo fechado. O primeiro ciclo consiste em ar, à pressão atmosférica

As condições são puxadas 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, em temperaturas extremas, onde ocorre a expansão do gás [14]. Nesta fase, a interação do gás com a turbina é utilizada para acionar o compressor. O trabalho restante do gás é utilizado para acelerar o fluido conduzido pelo bico de escape para o exterior [16]. Devido à expansão do gás para o exterior, o ciclo é classificado como um ciclo aberto. Por outro lado, 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].

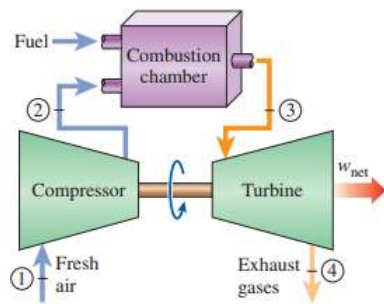


Figura 2.10: Ciclo aberto [14]

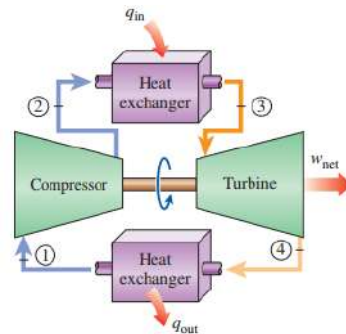


Figura 2.11: Ciclo fechado [14]

Observando no ciclo fechado, o processo de combustão foi substituído por um calor adicional 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.

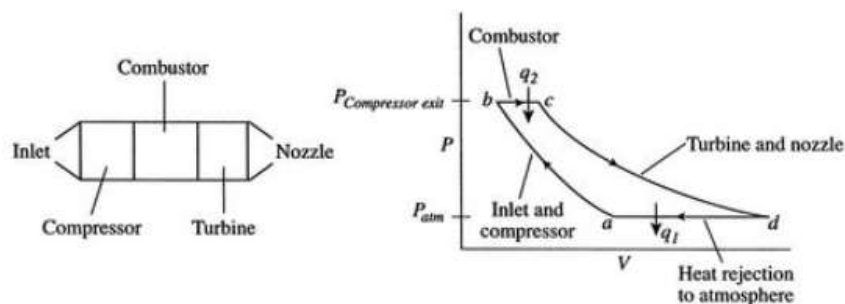


Figura 2.12: Componentes do Motor a Jato e estados termodinâmicos análogos [16]

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 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 temperatura. [16].
- d-a: O resfriamento de ar a pressão constante [16].

2.2.2.3 Análise do Comportamento do Ciclo

A análise do ciclo é um processo para obter estimativas para 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 térmica constante e razão de calor específico [17].
- Compressão/ Expansão Isentrópica [17].
- A fonte externa de calor para a combustão e a massa de combustível é desconsiderada [17].

Design

- Pressão atmosférica e valores de temperatura [17].
- Relação de compressão [17].
- Número de Mach de Entrada [17].

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

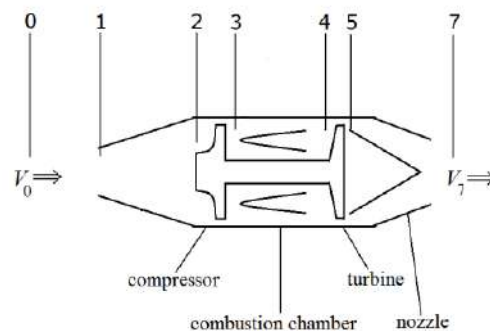


Figura 2.13: Numeração das estações do turbojato [16]

Descrições das estações

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

Análise do Comportamento Ideal do Componente

- Entrada(i)

Para o caso ideal, quando o fluxo passa pela entrada, considera-se que é isentrópico. Isso fará com que a indução, um processo com a entalpia constante, ocorra. 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, consequentemente, 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 razão 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, que no caso ideal, a relação de pressão, equação 2.17, e a razão 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 a 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 referem-se ao valor de aquecimento do combustível e à relação combustível-ar. Utilizando a equação 2.19, ela pode ser relacionada à razão 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 foi explicado anteriormente, explora o fluxo energizado realizando trabalho. Na equação 2.22, é ilustrado o trabalho da turbina por massa do fluxo de ar.

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

No ciclo ideal, a fase de expansão é considerada um processo isentrópico. Assim, a turbina não apresenta perdas, utilizando completamente o excedente de energia devido à fase 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 conforme 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,

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

- Bico (n)

O comportamento do bico em comparação ao comportamento da entrada é igual, ou seja, o fluxo é isentrópico, enquanto passa pela fase especificada [17]. Dadas essas condições, o

Design e Fabricação de um motor mini-turbojato

pressão total e temperatura, equação 2.26, do bico 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 de Motores 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 comum limitar o design 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.

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

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

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.

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

Análise do Comportamento Real dos Componentes

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

•
Entrada

Na entrada, quando o ar está sendo direcionado para o compressor, há uma redução da pressão total em relação à pressão do fluxo livre. Isso ocorre devido ao atrito durante a entrada. Consequentemente, a temperatura aumenta, sendo maior do que o caso ideal, que é condicionado pela eficiência da 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

Nesta fase, 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, que farão com que a temperatura aumente. Esse 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, existem perdas derivadas de uma combustão defeituosa, por exemplo, condução e radiação, que são contabilizadas ao introduzir 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 da 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, a 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].

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

- Bico

Neste estágio, uma pressão crítica é introduzida para verificar se o bico 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 bico está desestrangulado. 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 pela 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 bico está estrangulado, 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 da velocidade de exaustão, 2.47, para,

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

Parâmetros de Desempenho de Motores a Jato

O Empuxo Específico, equação 2.48, é agora 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 do consumo específico de combustível do 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 sobre cada componente, bem como os diferentes tipos e suas funcionalidades.

2.3.1 Bico de Entrada

O bico de entrada é como um filtro de ar para o compressor. Em outras palavras, quando o ar está sendo direcionado para o compressor, o bico 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 bico de entrada desempenha sua função 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 bico de entrada é um estudo extenso e aplicação das leis da dinâmica dos fluidos para controlar o fluxo de ar em velocidades de voo sub-sônicas 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 uma condição sub-sônica 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, pois, na realidade, componentes como o pilar do motor, a asa e a fuselagem se afastam do ideal, o que afeta o fluxo de ar e compromete o desempenho do bico de entrada. Vento cruzado e vórtice são exemplos de comprometimento do 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 naquela 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.

Isso pode ocorrer como resultado da colocação do motor sob as asas, sendo próximo à entrada, o que pode ter um impacto negativo no desempenho da entrada [6] .

O design da entrada para um fluxo de ar subsônico possui uma borda bem arredondada, encontrada na figura 2.14, para evitar a separação do fluxo, resultando em uma borda mais espessa em comparação a uma borda afiada para um fluxo de ar supersônico. Quanto à seção transversal da entrada, para velocidades sub-sônicas, elas têm uma forma redonda ou elíptica, enquanto que, para as entradas de velocidade supersônica, elas possuem um cone central para reduzir drasticamente o fluxo para velocidades sub-sônicas ou uma entrada em forma retangular, mostrada nas figuras 2.15 e 2. 16 [26] .



Figura 2 .14: Entrada Sub-sônica [26]



Figura 2 .15: Entrada Supersônica Axisimétrica [26]

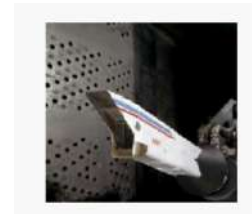


Figura 2 .16: Entrada Supersônica Retangular [26]

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; em outras palavras, mostra a energia que o compressor precisa para aumentar a energia de pressão. O segundo, a relação de pressão do compressor, é a relação entre a pressão total na saída do compressor e a entrada do compressor. O terceiro, a taxa de fluxo de ar, significa o volume de fluxo de ar que o compressor é capaz de processar em um determinado tempo. Esses três parâmetros estão inter-relacionados, desempenhando um papel importante no desempenho do compressor. Por exemplo, a relação de pressão do compressor está diretamente conectada ao empuxo, consumo de combustível e eficiência do motor [6] .

2.3.2.1 Centrífugo

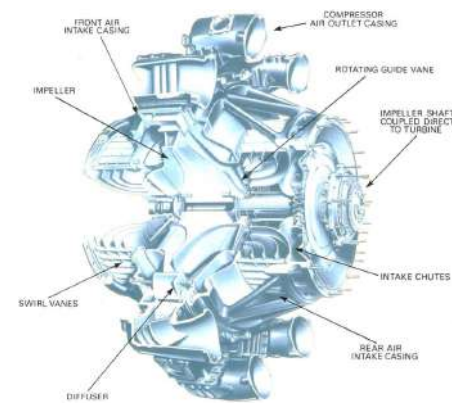


Figura 2 .17: Compressor Centrífugo [8]

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 seu centro, gerando um fluxo de ar radial orientado por pás 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, fazendo com que a pressão aumente [8]. Na saída do impulsor, o ar passa por um espaço sem pás, seguido por um difusor com pás constituído por pás tangentes ao impulsor que convertem a energia cinética em energia de pressão [27]. Quando o ar sai do impulsor, depende da configuração do impulsor que ditará a direção do fluxo de ar. Os diferentes tipos de impulsores estão ilustrados na figura 2.18.

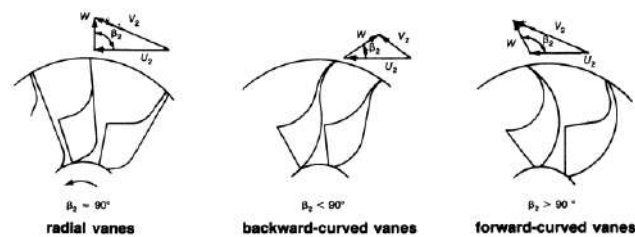


Figura 2.18: Tipos de Impulsor [27]

Quando o ar passa pelo impulsor, ocorrem mudanças na pressão e na 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.

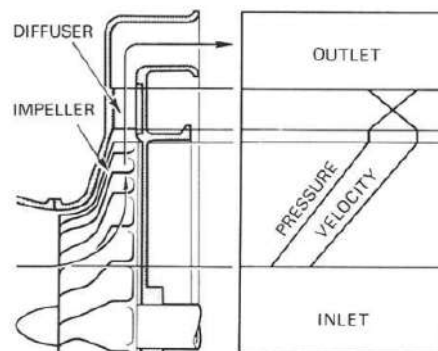


Figura 2.19: Evolução da Pressão e Velocidade ao longo do sistema impulsor-difusor [27]

Este compressor é uma escolha para turbinas a gás menores porque é mais simples, tem baixo custo de fabricação e alta estabilidade, o que significa um maior intervalo de operação. Compressores radiais obtêm uma relação de pressão alta, 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 impulsores [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 nos projetos de motores para as aeronaves atuais, pois 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 se torne um vórtice [28]. Atuando como endireitadores de ar que removem o vórtice, 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.

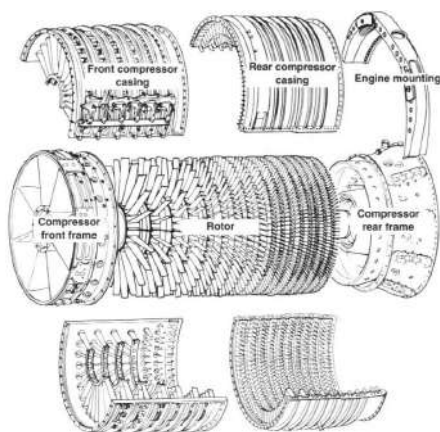


Figura 2.20: Compressor Axial [6]

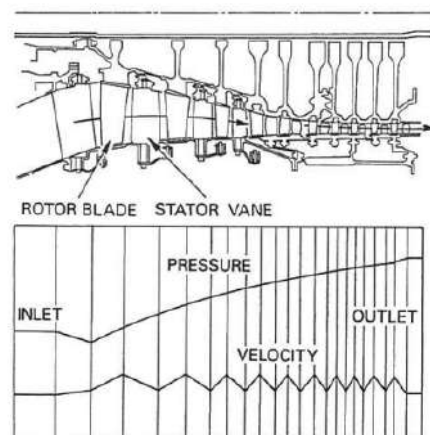


Figura 2.21: Mudanças de Pressão e Velocidade em um compressor axial [8]

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 ruptura do ar nas lâminas, o que poderia ser seguido por uma parada 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,

quando comparado ao compressor centrífugo com a mesma área frontal, ele 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 o fluxo de ar se move em uma direção uniforme em direção à turbina [8].

Esses motores podem ser compostos por mais de um rotor. O rotor é o eixo que conecta o compressor e a turbina, no qual esta última gira. Se houver apenas um conjunto de compressor e turbina, o dispositivo de propulsão é classificado como single-spool, conforme mostrado na figura 2.22. Um multi-spool consiste em dois ou mais conjuntos de rotores, com cada rotor sendo acionado por sua própria turbina [8]. Um exemplo de um multi-spool é demonstrado na figura 2.23.

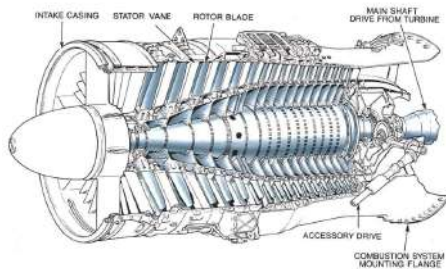


Figura 2.22: Compressor axial de um único rotor [8]

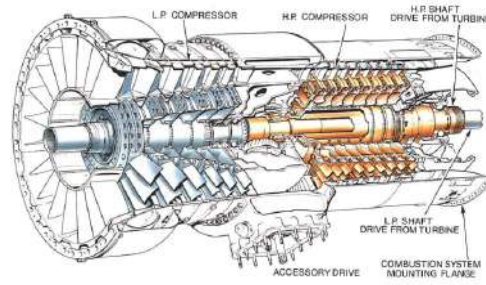


Figura 2.23: Compressor axial de dois rotores [8]

Se o compressor gira a uma velocidade ótima, ele atinge relações de pressão mais altas. Com valores de relação de pressão elevados, a eficiência do combustível é melhorada, mas existem limitações. A carcaça tende a se expandir e distorcer, tornando necessária uma carcaça de compressor mais pesada para suportar as 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 ou sem lâminas é facilmente produzido e pode ser eficiente. Como não possui lâminas, o ângulo correto das lâminas não se torna uma preocupação, evitando a quebra do fluxo. No entanto, o difusor sem lâminas não seria a escolha apropriada, pois o duto de fluxo se alargaria, aumentando a possibilidade de quebra do fluxo. Considerando a lei de Bernoulli, a energia total do fluxo permanece constante; em outras palavras, 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 lâminas guia curvadas na direção da rotação do compressor ou curvadas na direção oposta, ou até mesmo lâminas que se alargam, formando cunhas grossas 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 curvadas para frente e difusor de lâmina em forma de cunha, respectivamente. Além disso, esses tipos de difusor possuem lâminas.

que contrabalançam o movimento de torção dos gases, evitando uma queda da pressão do gás, eliminando o movimento espiral residual [29] .

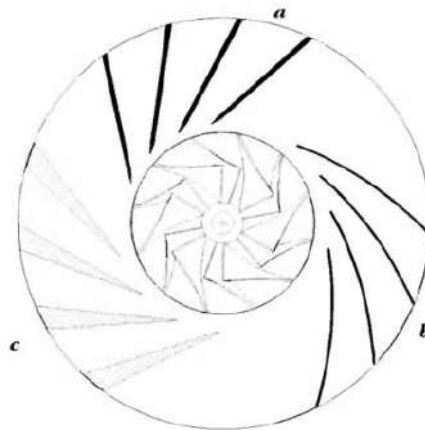


Figura 2.24: Tipos de Difusor [29]

2.3.4 Câmara de Combustão

É na câmara de combustão, veja a figura 2.25, que quase todo o aumento da energia interna ocorre 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 ser misturado com o ar induzido pelo compressor, seguido por uma liberação de energia térmica, após a combustão, onde o ar será expandido e acelerado através de um fluxo [6] . Para que o ar seja uniformemente

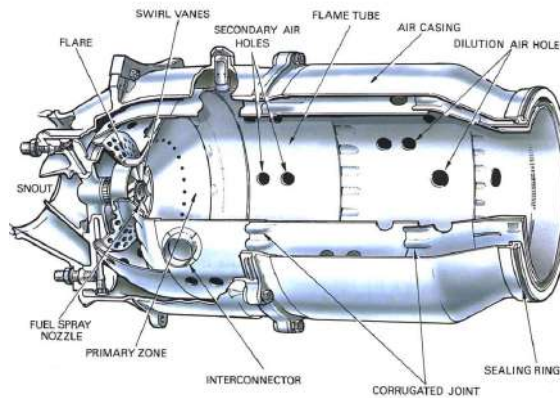


Figura 2.25: Câmara de Combustão [8]

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 de pás de rotação para estimular a recirculação do gás quente e pequenos orifícios do disco que suporta o gerador de vórtice. Essa recirculação é criada pelas pás de rotação, que pertencem a uma parte inteira designada como focinho, 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 furos de ar secundário, unindo o gás quente para reduzir a temperatura antes de chegar à turbina [8].

Nos furos de ar secundário, o ar passa pelas paredes externas e internas do tubo de chama, entrando após o fluxo adjacente passar pela zona primária. Unindo esses dois fluxos, cria-se 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 permitir o funcionamento adequado do material, a câmara de combustão foi projetada para ditar o curso do fluxo de ar. Isso possibilita 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 que ele superaqueça. Em média, para fins de resfriamento, é utilizado 40 por cento de um total de 60 por cento de ar que não é utilizado para combustão [6]. Em seguida, mais 20 por cento de ar passa pelos furos de ar secundário, na zona de diluição, reduzindo as temperaturas do gás quente de 1800 a 2000 graus Celsius antes de chegar à turbina [8]. A distribuição de ar dentro do queimador é demonstrada abaixo, na figura 2.26.

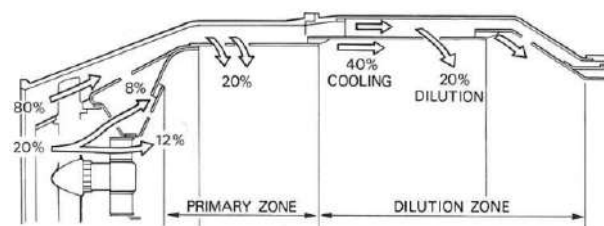


Figura 2.26: Distribuição de ar dentro do queimador [8]

- 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 necessária apenas a ignição em um ou dois queimadores. Criar uma chama que se espalha de tubo de chama para tubo de chama por meio de um link de conexão chamado interconector, permite que os queimadores operem a uma pressão igualizada [6]. Um exemplo dessa câmara é mostrado na figura 2.27.

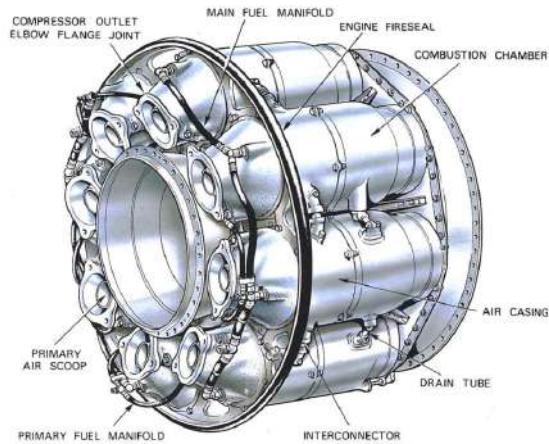


Figura 2.27: Câmara de Combustão Múltipla [8]

- Câmara de combustão tubo-anular ou câmara de combustão can-anular

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

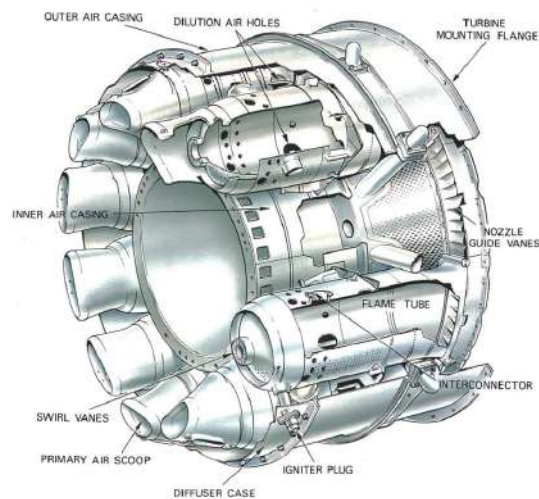


Figura 2.28: Câmara de combustão tubo-anular [8]

- Câmara de combustão anular

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

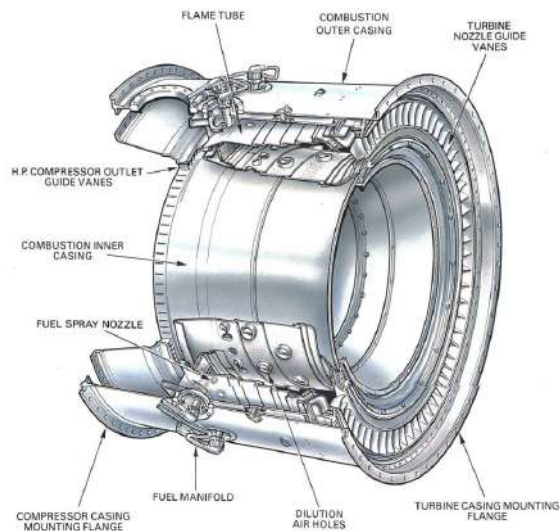


Figura 2.29: Câmara de combustão anular [8]

2.3.5 Turbina

A turbina é um componente principal do gerador de gás, que aciona o compressor. Sua funcionalidade prioritária é extrair a energia contida no gás quente, proveniente da combustão, absorvendo a energia do impacto do fluxo de gás com as lâminas. Extrai a energia quando o gás quente, a 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 de eixo mecânico, 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, nesta ordem respectiva. Um estator é um bico estacionário com lâminas guia de uma seção de perfil aerodinâmico que ajusta o fluxo da câmara de combustão para a turbina, endireitando o caminho de fluxo, acelerando o gás, criando um efeito do bico, daí o motivo de 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 lâminas da turbina induzem um vórtice no fluxo de gás para obter um trabalho uniforme ao longo do comprimento das lâminas. O design das lâminas terá um efeito no fluxo expelido pela 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. Embora o número de estágios a serem adicionados dependa não apenas da demanda de potência, mas também da velocidade de rotação, do diâmetro máximo permitido da turbina e do número de eixos do compressor. Por exemplo, motores com alta relação de compressão costumam ter dois eixos para acionar o compressor de baixa e alta pressão [6].

O movimento rotacional causa estresse no disco da turbina que se acumula 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, nas velocidades das lâminas, são as superligas à base de níquel devido à alta resistência ao fluência e à resistência a 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 prevenir perdas como atrito, desvio do fluxo ou folga da ponta [6].

A forma como uma turbina converte energia designa o seu tipo, 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 lâminas da turbina. O gás flui pelas pás guias do bico saindo com uma velocidade maior, diminuindo a pressão e a temperatura. Na etapa do rotor, o fluxo acelerado impactará nas pás do rotor, reduzindo a velocidade devido à energia transferida do gás para as lâminas. Essa troca de momento resultará na rotação da roda.

[6].

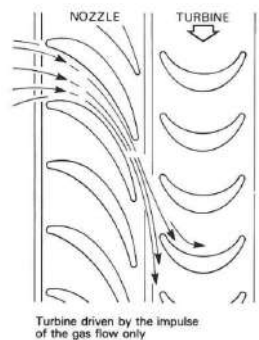


Figura 2.30: Turbina de impulso [8]

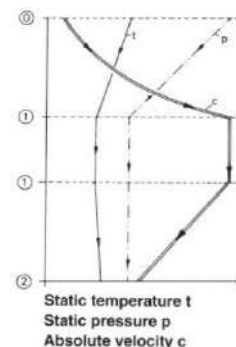


Figura 2.31: Variação das propriedades ao longo de [8]

Observando a figura 2.31, existem três fases distintas. Quando o gás entra nas lâminas guia do bocal, correspondente à fase zero a um, ocorre uma diminuição de pressão e temperatura com um aumento de velocidade. Depois, ao longo da fase um, à medida que o gás sai das lâminas guia do bocal e atinge as pás do rotor, a temperatura, a pressão e a velocidade permanecem constantes. Em seguida, ele passa pelo caminho das pás do rotor, da fase um para dois, onde a energia é extraída na forma de trabalho, reduzindo a velocidade do fluxo de gás. Pode-se observar um leve 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 lâmina, cria um efeito do bico, acelerando ainda mais o fluxo de gás. Por causa de seu design, uma força aerodinâmica também é gerada, além do momento gerado pelo impacto do gás nas lâminas, fazendo com que o rotor gire [8].

A constrição nas seções transversais do caminho de fluxo causa o efeito do bico 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 entrada 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 de sua fabricação é menor do que o de uma turbina axial de estágio único ou multistágio. No entanto, em termos de eficiências, este tipo de turbina perde para a axial, que é a principal razão pela qual o tipo axial é aplicado principalmente em motores de aeronaves [27].

A turbina de entrada radial é dividida em dois tipos:

- Turbina de entrada radial em cantilever

Esta turbina, observada na figura 2.32, é semelhante a uma turbina de baixa reação ou turbina de impulso devido à ausência de aceleração do fluxo através da turbina. Ela é caracterizada por não utilizar ângulos de entrada radial e por ter lâminas cantilever bidimensionais. Os baixos valores de eficiência e as complicações de fabricação são a razão para seu uso raro [27].

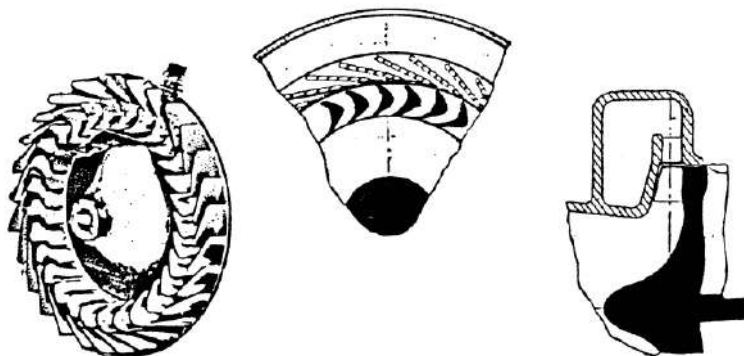


Figura 2.32: Turbina de entrada radial em cantilever [27]

- Turbina de entrada radial de fluxo misto

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

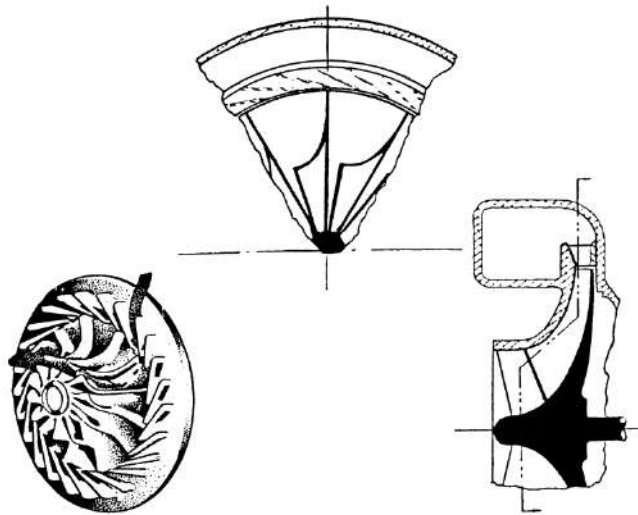


Figura 2.33: Turbina de Influxo Radial Mista [27]

2.3.6 Bico 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 bico é desenvolvido de acordo com o desempenho requerido e assume várias formas. Em relação ao design, três tipos são distinguidos:

- Bocal Convergente

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

- Bico divergente

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

- Bico 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 bico de geometria variável frequentemente usado para adicionar mais empuxo [6]. A figura 2.34 é um esboço do bico convergente e divergente.

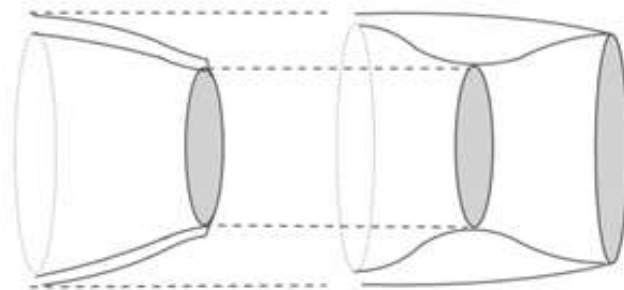


Figura 2.34: Bico Convergente-Divergente

2.3.7 Sistema de combustível

2.3.7.1 Combustíveis

A seleção do combustível apropriado para um motor turbojato de pequeno porte depende da máxima energia 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 gasolina de aviação, propano e gás butano. Se possível, o uso de gasolina 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, possui uma alta densidade de energia, tornando-o preferível para uso, pois é facilmente obtido, sendo encontrado em todos os postos de gasolina [10]. Além disso, a mistura de vapor de diesel com ar tem uma temperatura de ignição mais baixa, aproximadamente 300 graus Celsius, do que a mistura de vapor de gasolina com ar, que necessita de uma temperatura acima de 600 graus Celsius para se acender [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 de energia seja desvantajosa para sua seleção. A bomba de combustível para esse tipo de combustível é dispensável, uma vez que o gás pressurizado flui espontaneamente através do motor [29]. Dentre os tipos de combustíveis gasosos mencionados, o propano é considerado mais adequado para testes estáticos ou trabalho de desenvolvimento [10]. Apesar dos benefícios, esse gás requer um tanque de pressão com o dobro do volume para a mesma massa de combustível diesel, devido à sua baixa densidade de energia [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 (E/l)	0.8	1.05	1.2	?	0.7	0.6

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

2.3.7.2 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 utilizada em aeronaves de tamanho real, onde a qualidade da combustão depende, em grande parte, do tamanho das gotas do combustível atomizado. A complexidade dessa técnica supera seus benefícios para injeção em pequenos motores [29].

A vaporização do combustível consiste em pequenos tubos, conhecidos como vaporizadores, 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 curvado. O aspecto benéfico desse sistema é que o combustível se mistura com o ar antes de entrar na zona de combustão. Infelizmente, a eficácia desse método só pode ser confirmada por meio de experimentos sistemáticos; por exemplo, se o vaporizador for excessivamente estendido, a temperatura tende a subir [29]. Os tipos de injeção de combustível podem ser vistos na figura 2.35.

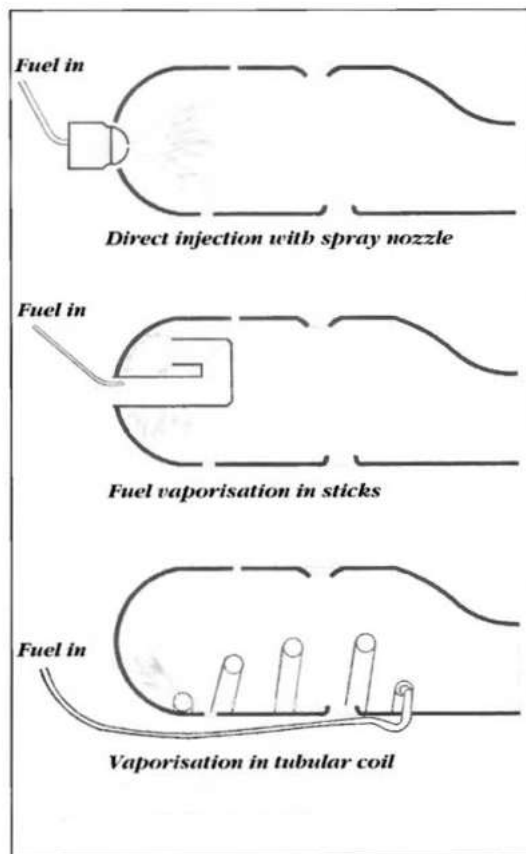


Figura 2.35: Modos de Injeção de Combustível [29]

2.4 Fundamentos do 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 criador considerado do turbocompressor foi o engenheiro suíço Alfred Büchi, que patenteou sua invenção em 1915, conforme demonstrado na figura 2.36 [32].

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

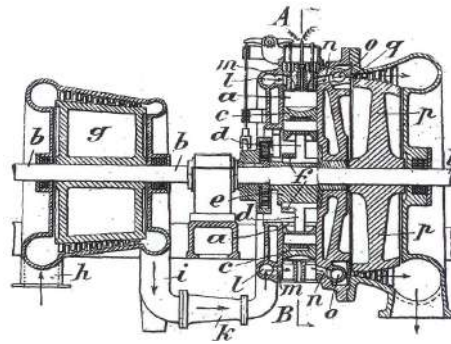


Figura 2.36: Turbocompressor, Patente de Alfred Büchi [32]

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

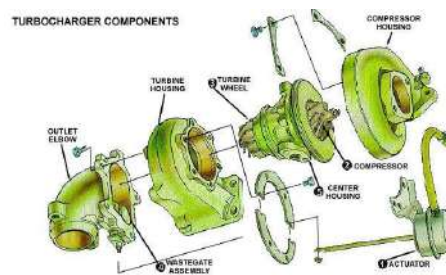


Figura 2.37: Componentes do Turbocompressor

A turbina utiliza os gases de escape do motor como 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 excesso 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 inicialmente por Alfred Büchi em sua primeira e bem-sucedida aplicação, obtendo um aumento de potência superior a 40 por cento [32]. Esse aumento, tanto em potência quanto em eficiência, fez do turbocompressor um dispositivo amplamente utilizado em veículos.



Figura 2.38: Trabalho do Turbocompressor [35]

O desenvolvimento de um turbocompressor envolve o design das lâminas do compressor e da turbina, bem como de suas carcaças. Os projetos das lâminas são analisados em CFD, Dinâmica de Fluidos Computacional, para entender como o fluxo de ar ocorre. 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 escorregar.

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

De modo geral, se mais informações forem 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, denominado 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].

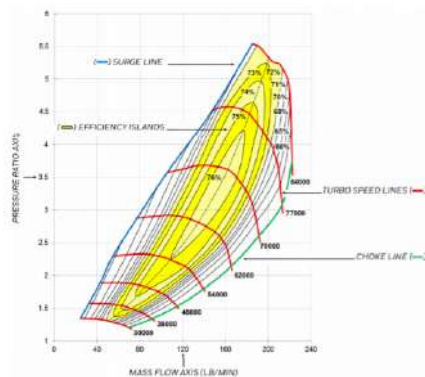


Figura 2.39: Exemplo de um Mapa do Compressor [34]

- 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 surto: traça a linha que distingue uma operação estável, encontrada no lado direito da linha, de uma região de instabilidade de fluxo que pode levar a uma falha precipitada do turbo, causada por uma grande carga de empuxo [34].
- Linha de estrangulamento: é a linha que separa a taxa de fluxo de massa máxima 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 a região, maior a eficiência [34].

O mapa do compressor obtido para esta tese é 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 determinada relação de pressão. O gráfico representa o mapa do compressor do modelo turbo, RHB31 V Z21, semelhante ao turbo IHI RHF F3 [36].

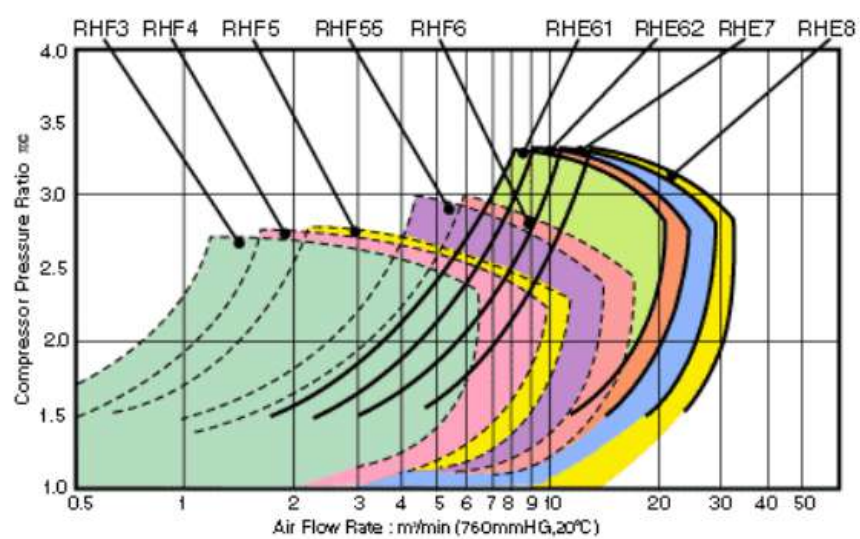


Figura 2.40: Mapa do Compressor RHB31V ZZ1 [36]

Capítulo 3

Metodologia

Este capítulo aponta 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 está no compressor. O compressor escolhido para este projeto experimental é da empresa de turbo IHI, o modelo RHB31 VZ21.

A partir da análise da literatura, os compressores utilizados em projetos semelhantes, por exemplo, o turbojato da Kamps ou o turbojato da WPI, eram centrífugos, pois oferecem uma maior relação 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 design do compressor deve ser feito com as medidas exatas, para que o design seja preciso. Para isso, os produtores de turbo foram contatados. No entanto, não foi possível para eles fornecer essas dimensões, pois se trata de informação confidencial. 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 a espessura da base, a altura do impulsor/lâmina e o diâmetro de entrada/saída do impulsor, foram medidas com o uso de um paquímetro. No entanto, apenas o diâmetro de saída do impulsor era necessário.

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

3.1.2 Flange de Entrada

Esta peça é a cobertura 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 capa do compressor e da carcaça externa deste motor, a fim de que o design se encaixasse na carcaça externa com uma folga muito pequena. Além disso, os furos para os parafusos

foram feitos para estar alinhados com o difusor e os furos 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 Capa do Compressor

Este componente foi projetado de acordo com o diâmetro das pás do difusor, a fim de não superdimensionar a capa e os furos dos parafusos para que fiquem alinhados com os furos das pás do difusor. Em seguida, foi dado prosseguimento à parte que acomoda o compressor. A folga da entrada que envolve o compressor não deve exceder 0,3 milímetros para atingir eficiências toleráveis [29].

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

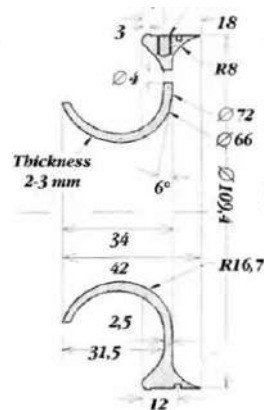


Figura 3.1: Capa do Compressor [29]

Na literatura examinada, o material recomendado para esta parte é o alumínio. Portanto, foi decidido construir utilizando 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 ser tomado 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 capa do compressor se prenda ao difusor e evitem vazamentos do fluxo de gás [29].

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

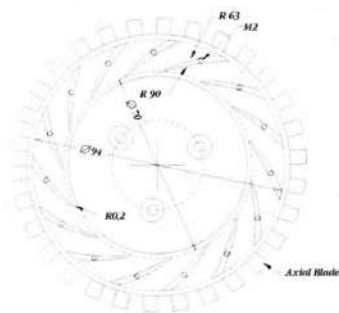


Figura 3.2: Difusor [29]

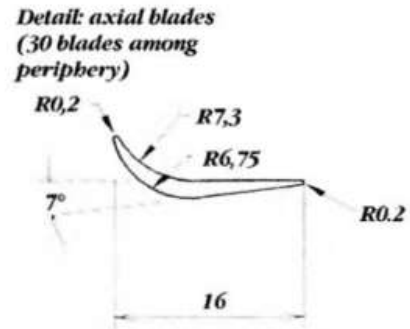


Figura 3.3: Perfil de lâminas do difusor [29]

3.1.5 Eixo e Habitação do Eixo

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

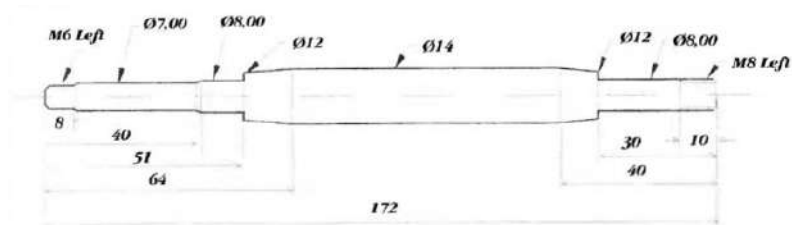


Figura 3.4: Eixo [29]

O eixo acomoda dois rolamentos, localizados nos assentos dos rolamentos, posicionando o rolamento em ambos os lados do eixo. As etapas são para o ajuste apertado dos rolamentos para evitar que se desloquem. Para produzir este eixo, decidiu-se usar uma barra de aço inoxidável como material a ser usinado.

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

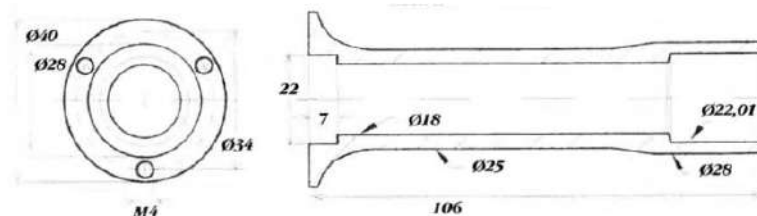


Figura 3.5: Habitação do Eixo [29]

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

3.1.6 Câmara de Combustão

O design para a câmara de combustão que foi considerado ótimo era uma câmara anular. Em consonância com a literatura revisada, parecia ser a melhor escolha devido ao seu design simples e praticidade, ou seja, facilitaria o processo de fabricação em comparação com os outros tipos. Além disso, o design do queimador, em geral, vem de dados empíricos e, uma vez que o objetivo não é melhorar um design, a escolha de uma câmara de combustão que já havia desempenhado com sucesso seu papel foi a decisão mais sábia a ser tomada. Portanto, decidiu-se projetá-la com base na câmara de combustão da Kamps, adaptando seu tamanho e furos para esta câmara de combustão. Consiste em uma chapa de aço inoxidável de 0,5 mm de largura 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

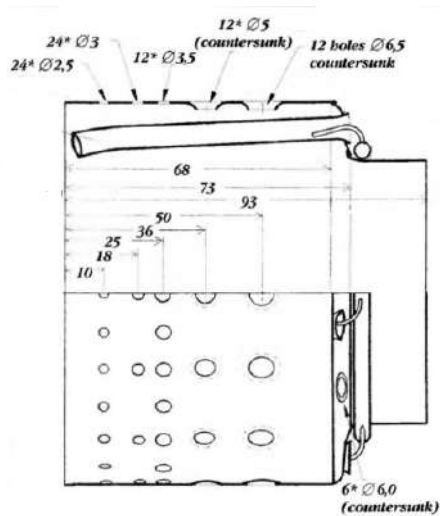


Figura 3.6: Tubo de Chama Externa [29]

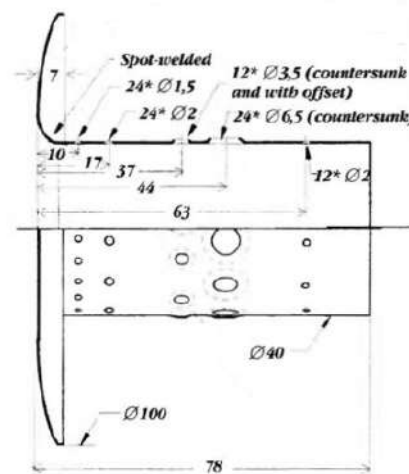


Figura 3.7: Tubo de Chama Interna [29]

possui dois tubos, um tubo menor que vai dentro do maior. Os diâmetros dos furos e a distância entre os furos foram reduzidos para um tamanho e distância adequados, considerando 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. Com base nas pequenas turbinas a gás observadas, o design é, quase, o mesmo. Portanto, um anel injetor foi projetado, 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 Palhetas do Bico

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

afetados. A maioria dos projetos do sistema de pás guias do bico foi feita para turbinas axiais. No entanto, o sistema de pás guias do bico foi projetado com base em outros projetos utilizando 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 habitação do eixo. A ideia era unir o tubo de chama externo com as pás guias do bico, 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 retirada do RHB31 VZ21 turbo.

3.1.10 Bico de Escape

Este componente é responsável pela geração de empuxo. Embora esta dissertação não tenha como objetivo principal a otimização do empuxo gerado, mas sim o design e a fabricação de uma turbina a gás pequena autônoma. O design do bico é um bico convergente simples que garante uma construção direta, projetada a partir do dimensionamento deste componente, que foi baseado na revisão da literatura. A figura 3.8 demonstra as dimensões do bico de escape, embora tenha sido reduzida e adaptada a este motor a jato. O material recomendado para este componente é uma chapa de aço inoxidável de 0,5 milímetros de espessura.

[29].

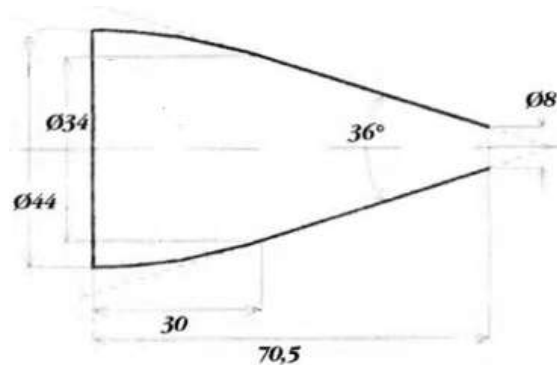


Figura 3.8: Bico de Escape [29]

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 turbina a gás pequena, 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 tinham o conjunto de rolamentos com as medidas desejadas, para se encaixar adequadamente no eixo.

Os rolamentos escolhidos foram rolamentos de esferas de sulco profundo em aço inoxidável, da empresa SKF, suportando até 120000 RPM [39] e são resistentes a altas temperaturas, pois quanto maior o 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 habitação do eixo, conectados a uma bomba de óleo. Cada tubo entra de cada lado de um rolamento, para o transporte do lubrificante. Os tubos passam pela parte externa

carcaça e, em seguida, atrás do difusor, inserido na habitação 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 turbina da carcaça, 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 passassem pela carcaça, alcançando o difusor. Os parafusos foram aparafusados, fixando a carcaça externa com o difusor. Na outra extremidade, a carcaça externa é fixada às pás guias do bico. O design deste componente, uma vez que foi um dos últimos a ser projetado, não houve necessidade de reduzi-lo 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 da fabricação de motores a jato de modelo, estão divididas em duas subseções, distinguidas 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 baseados em alumínio são a flange de entrada, a capa do compressor e o difusor. A produção dessas peças foi realizada, com a ajuda do FABLAB da UBI, Laboratório de Fabricação, na máquina de fresagem 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 máquinas de fresagem manuais. Para que a máquina de fresagem CNC de 5 eixos produza o componente desejado, é necessário um arquivo no formato .stp obtido do software de design, neste caso, opções de salvamento do software CATIA. Com esse procedimento, blocos redondos de alumínio são transformados na forma esperada, com uma margem de erro operacional extremamente baixa. No entanto, a habitação do eixo foi criada através da operação manual de uma máquina de tornos.

Os elementos de aço inoxidável foram fabricados com o uso de uma máquina de perfuração vertical, uma máquina de tornos, um rolo 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, à câmara de combustão. As brocas foram feitas utilizando uma máquina de perfuração vertical.

As “arruelas planas” serão fixadas, posteriormente, aos respectivos componentes, especificamente, ao sistema de lâminas do bico, à parte traseira da câmara de combustão e ao invólucro. O próximo passo a ser dado foi moldar as peças planas da câmara de combustão, do sistema de lâminas do bico e do invólucro para o diâmetro requerido. Ao final da 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 motor mini-turbojato

de um design de esboço bidimensional, foi fabricado com uma máquina de tornos.

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

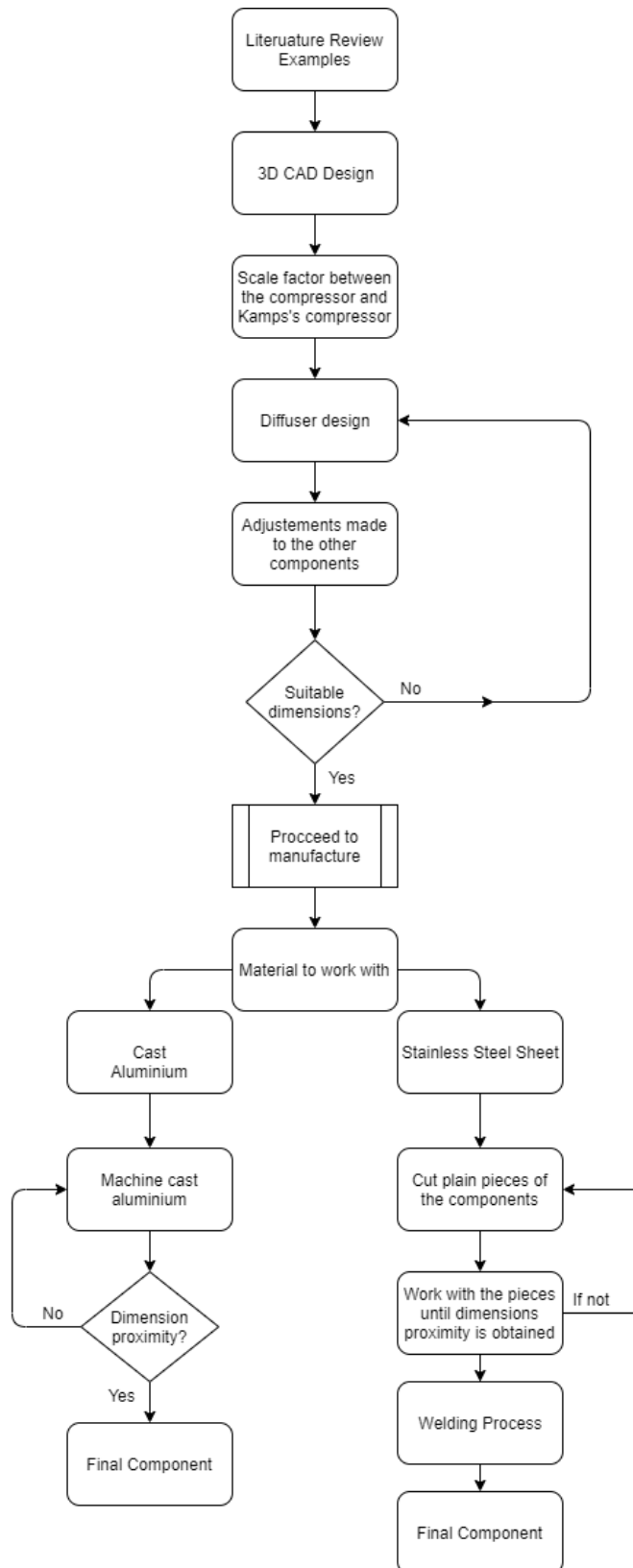


Figura 3.9: Procedimento de design do difusor

Capítulo 4

Caso Prático

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

4.1 Resultados de Dimensionamento

As dimensões finais do pequeno turbojato são descritas juntamente com o design de montagem, no Apêndice B e C. O dimensionamento, como foi afirmado anteriormente, foi executado pela comparação de dados empíricos, nos quais foi comparado e adotado a 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 Design do Protótipo 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 V V5R18, propriedade da Dassault Systèmes.

4.2.1 Compressor

O design do compressor foi um desafio para entender e foi tentado duplicá-lo no software CATIA, desviando o mínimo possível de suas dimensões físicas. Para começar, foi desenhada a base do compressor, conforme mostrado na figura 4.1. Seguindo a operação CAD do eixo, foi desenhado, 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.

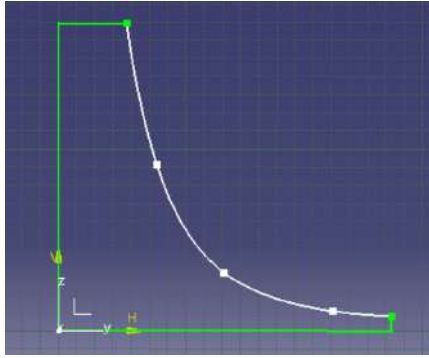


Figura 4.1: Operação do eixo CAD do compressor

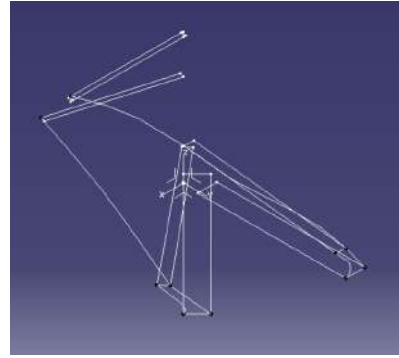


Figura 4.2: Esboço das Pás do CAD do Compressor

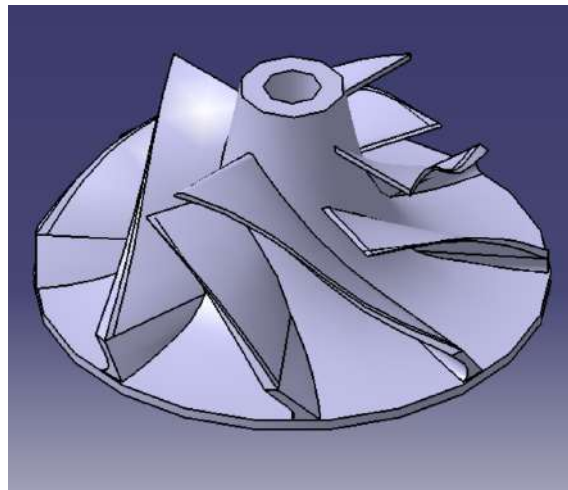


Figura 4.3: Visão do CAD do Compressor

4.2.2 Flange de Entrada

O design para este componente foi simples e direto. Para começar, foi feito o esboço, respeitando a dimensão da capa do compressor, para que se encaixasse corretamente. 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 ao 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

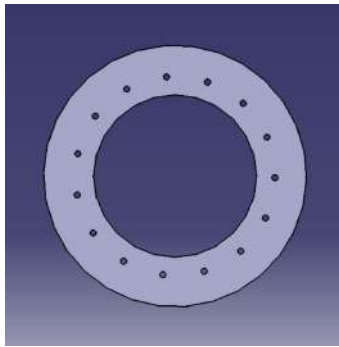


Figura 4.5: Vista frontal da entrada

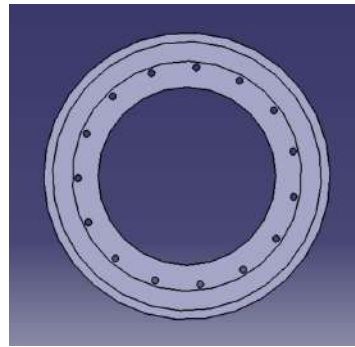


Figura 4.6: Vista traseira da entrada



Figura 4.7: Vista lateral da entrada

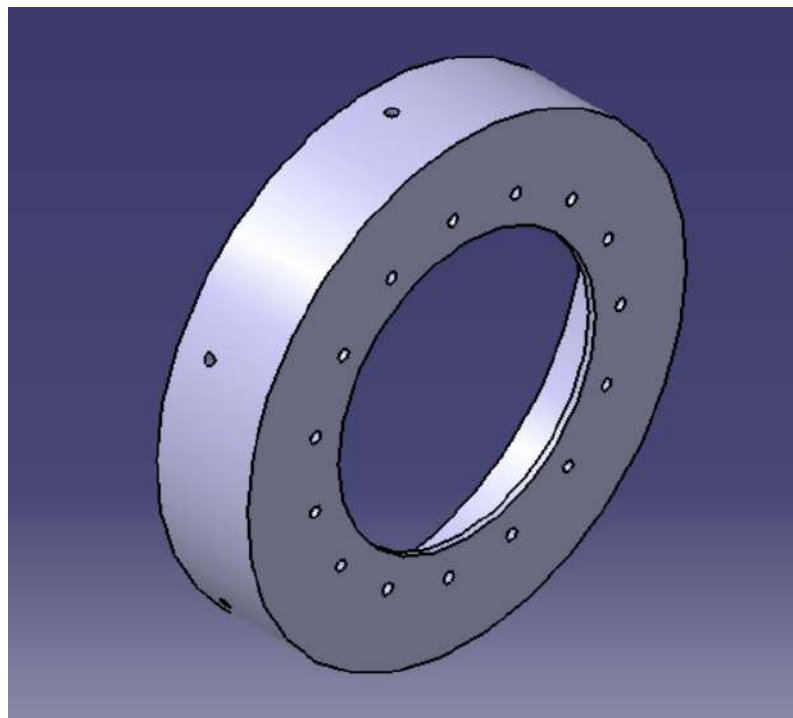


Figura 4.8: Vista isométrica da entrada

4.2.3 Capa do Compressor

Este design 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 os 0,3 milímetros de folga de tolerância entre o rotor e as paredes internas da capa do compressor. As circunferências externas foram projetadas, ao aplicar o sólido de múltiplas seções e remover a função sólida, 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 ser projetado, com o diâmetro correto para a fixação ao difusor. O design da capa do compressor é mostrado na figura 4.13 junto com a vista lateral, figura 4.11, e a vista traseira, figura 4.12.

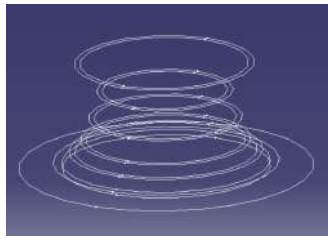


Figura 4.9: Esboço da Capa do Compressor

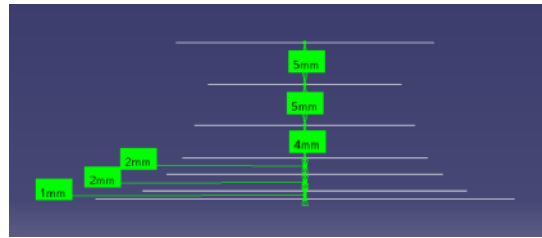


Figura 4.10: Altura dos planos de design da capa do compressor



Figura 4.11: Vista lateral da Capa do Compressor

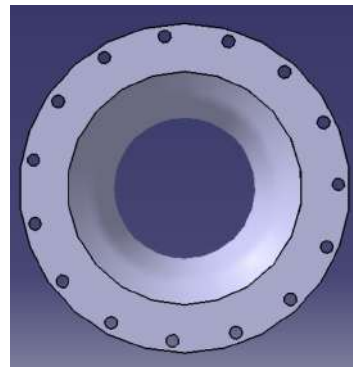


Figura 4.12: Vista traseira da Capa do Compressor

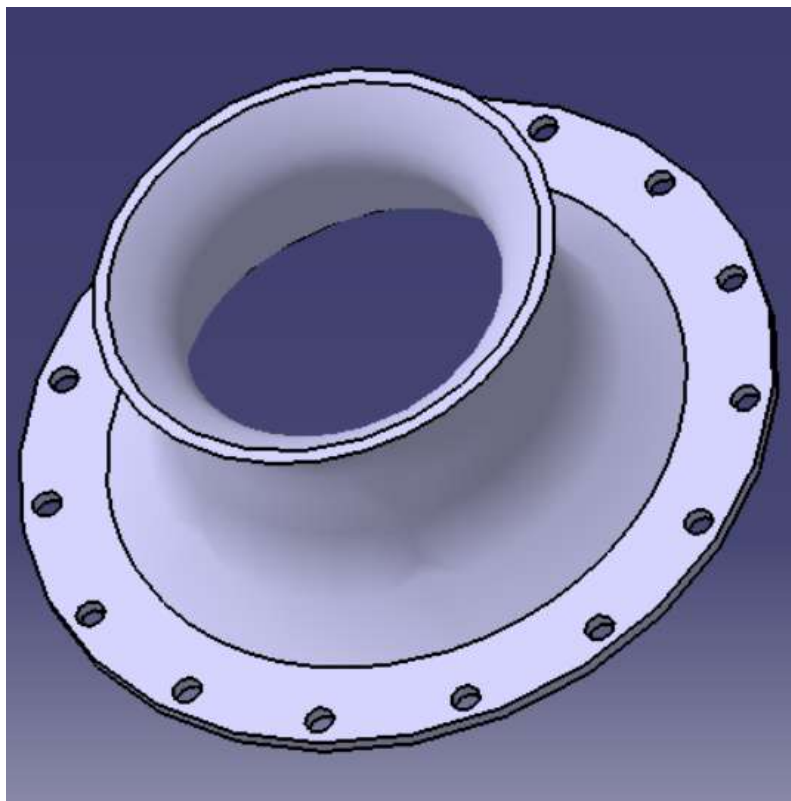


Figura 4.13: Vista isométrica da Capa do Compressor

4.2.4 Difusor

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

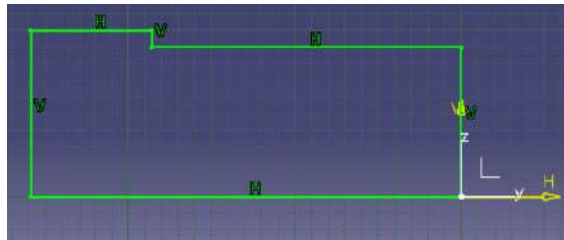


Figura 4.14: Base do difusor

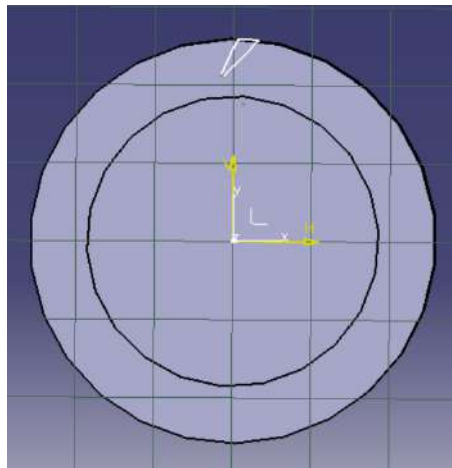


Figura 4.15: Lâmina em forma de cunha do difusor

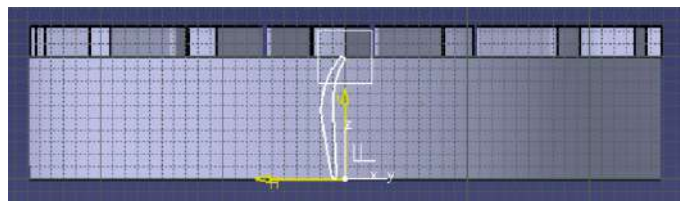


Figura 4.16: Perfil de lâmina axial do difusor

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 os furos para fixá-lo à habitação do eixo e à carcaça externa.

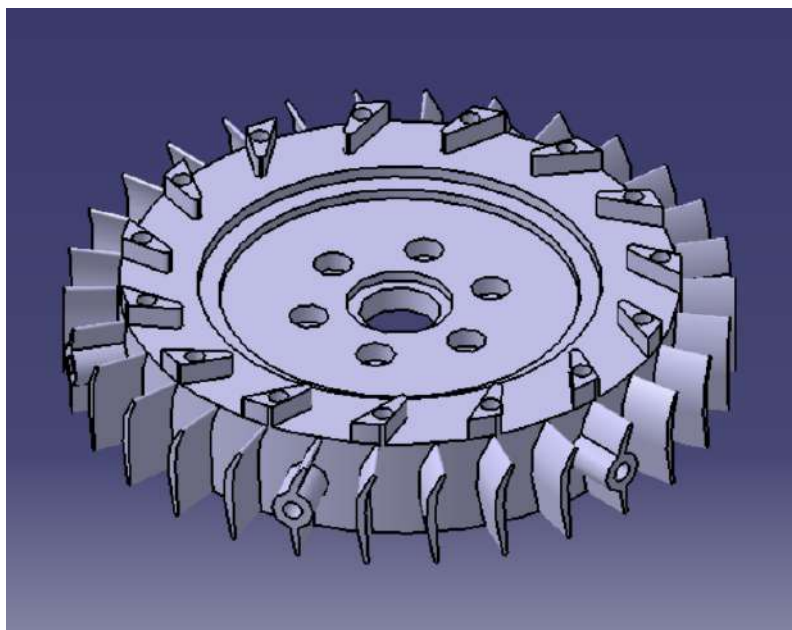


Figura 4.17: Vista isométrica do difusor

4.2.5 Eixo e Habitação do Eixo

A habitação 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 habitação, utilizadas para a construção de um turbojato de pequenas dimensões. Primeiro, optou-se por um design mais reto, uma vez que era um design mais conveniente para fixar ao difusor ou NGV, utilizando parafusos apertados por porcas, como elementos de fixação. Com o design pensado, o esboço foi realizado. Consiste em dois anéis grossos, unidos por uma barra compacta, projetada pelo uso da operação do eixo. Esta operação foi implementada no esboço demonstrado na figura 4.18.



Figura 4.18: Esboço da Habitação do Eixo

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

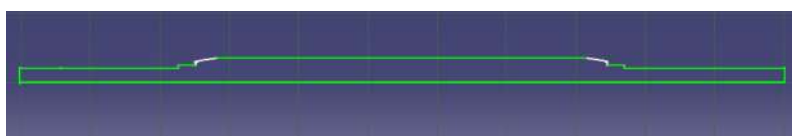


Figura 4.19: Esboço do eixo

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. Depois, o design do componente real foi concluído, conforme 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 a ser tomado foi obter o diâmetro do tubo de chama externa e seu comprimento. Para o tubo de chama interna, o mesmo procedimento foi seguido, 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 do eixo, com base em seus esboços iniciais, demonstrados na figura 4.44 e figura 4.43. O suporte para o distribuidor de anel de combustível foi ainda adicionado ao design, com um diâmetro adequado para ser posteriormente soldado, de mostrado na figura 4.22 com uma visão geral do tubo de chama externa, figura 4.23.

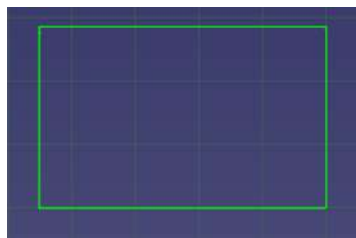


Figura 4.20: Esboço do tubo de chama externa

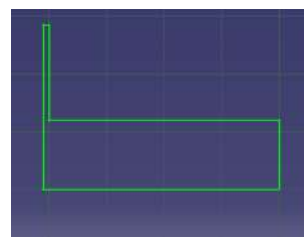


Figura 4.21: Esboço do tubo de chama interna

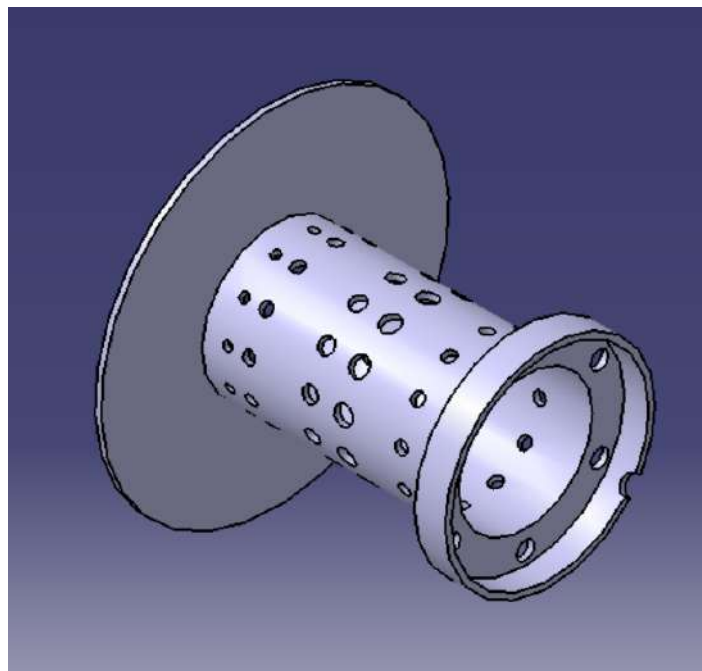


Figura 4.22: Vista isométrica do tubo de chama interna

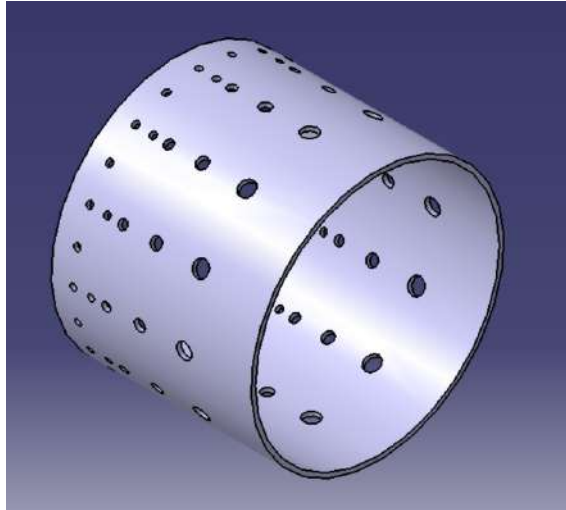


Figura 4.23: Vista isométrica do tubo de chama externa

4.2.7 Distribuidor de Combustível

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

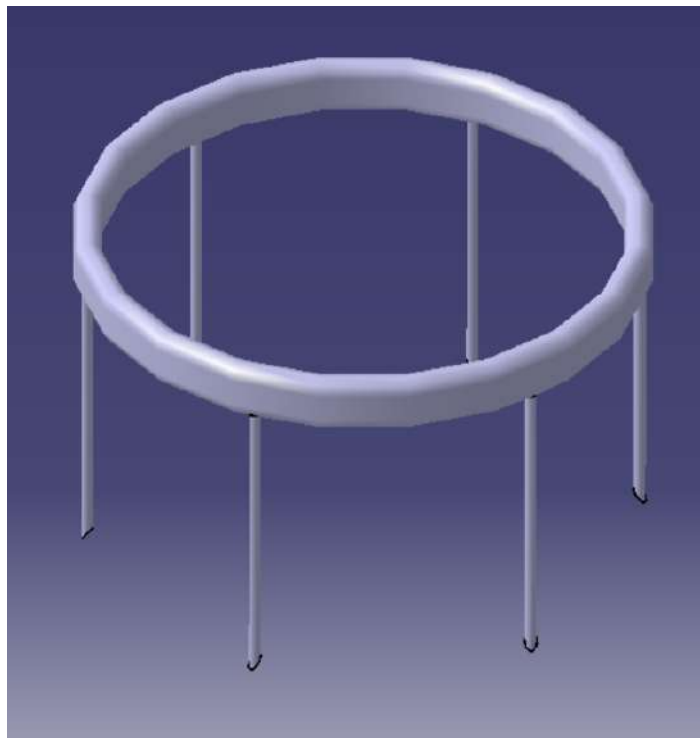


Figura 4.24: Anel de Combustível

4.2.8 Sistema de Válvula de Bico

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 diferentes partes com uma montagem. Primeiro, foi criada a base, onde uma extremidade da habitação do eixo será fixada. A parte que envolve a base e as lâminas guia foi criada através do uso da função de múltiplas seções e remoção de sólidos, no esboço apresentado na figura 4.25.

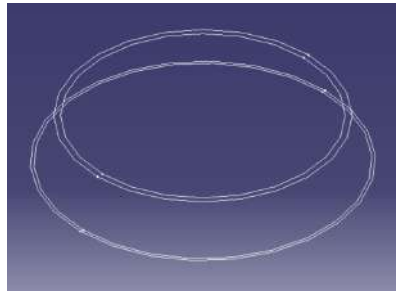


Figura 4.25: sistema NGV

O design das lâminas de turbina foi semelhante ao processo de design das lâminas do compressor e das lâminas de turbina. A única alteração foi na posição planejada escolhida para desenhar o esboço. Existem dois esboços, dos 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 do sistema NGV. Com o design sólido, foram feitos furos para permitir que os parafusos se fixassem à habitação do eixo, assim como o espaçador do lado da turbina. A peça final é demonstrada na figura 4.26 e na figura 4.27.

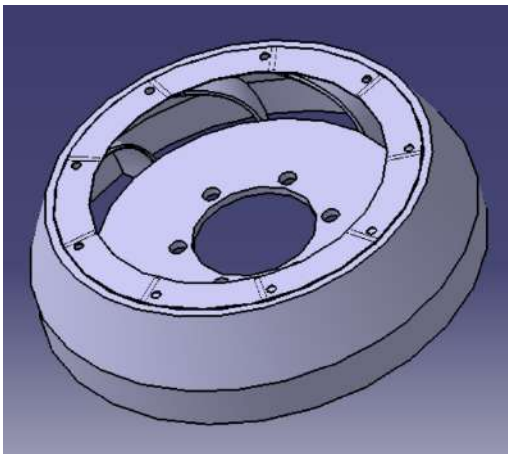


Figura 4.26: visão do sistema de palhetas guias do bico

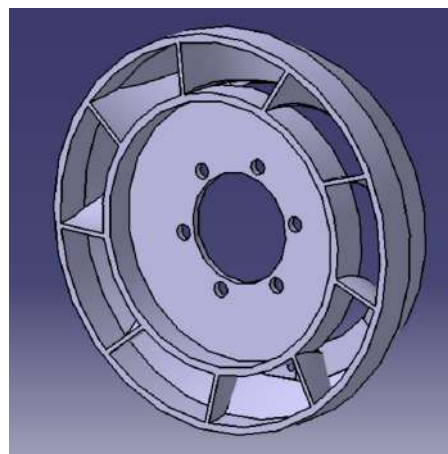


Figura 4.27: visão do sistema de palhetas guias do bico

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 lâminas da turbina, respeitando o diâmetro do indutor, conforme mostrado na figura 4.28. O segundo passo a ser dado foi projetar o esboço das lâminas de uma perspectiva visual. O design das lâminas foi dividido em dois esboços, atendendo a duas alturas diferentes, a altura da lâmina do indutor e a altura da lâmina do exdutor, como demonstrado na figura 4.29.

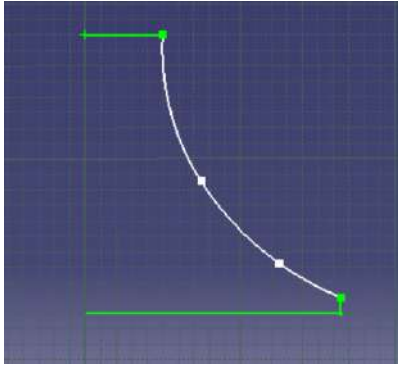


Figura 4.28: Esboço da operação do eixo da turbina

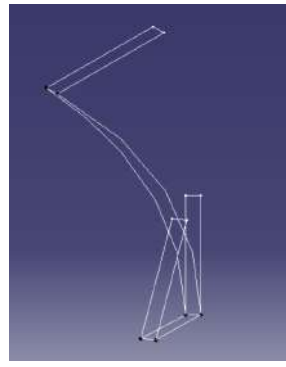


Figura 4.29: Esboço da lâmina da turbina

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

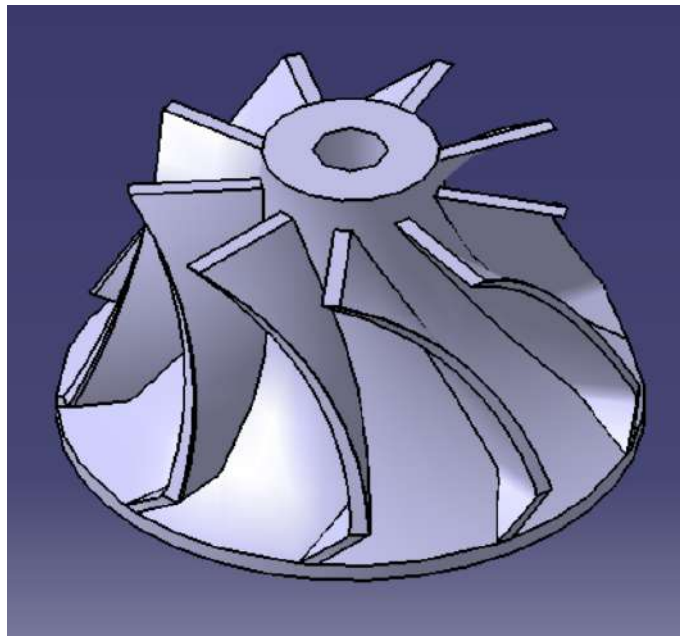


Figura 4.30: Vista isométrica da turbina

4.2.10 Bico 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, com o objetivo de projetar um bico de escape com base nos diâmetros e na altura referidos, começando pelos esboços das circunferências. Seguiu-se o uso da função de remoção e multi-sólido, aplicada aos esboços representados na figura 4.31. Além disso, uma peça redonda foi adicionada à base do bico de escape para atuar como um conector, permitindo que os parafusos passassem e fixassem o conjunto do sistema NGV, bico de escape e carcaça externa juntos. O produto final é ilustrado na figura 4.32.

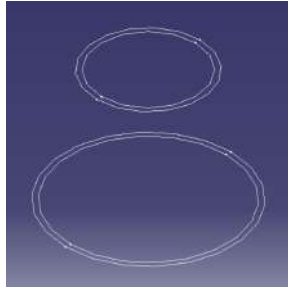


Figura 4.31: Esboço do bico de escape

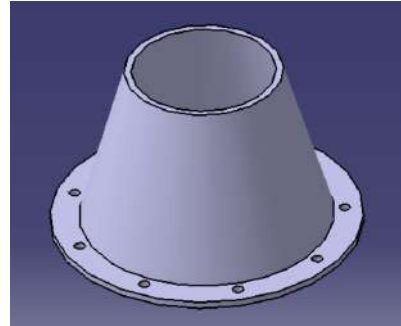


Figura 4.32: Vista isométrica do bico de escape

A carcaça externa foi o componente mais fácil de projetar, uma vez que possui o mesmo procedimento de design que a Câmara de Combustão. Isso é demonstrado na figura 4.33.

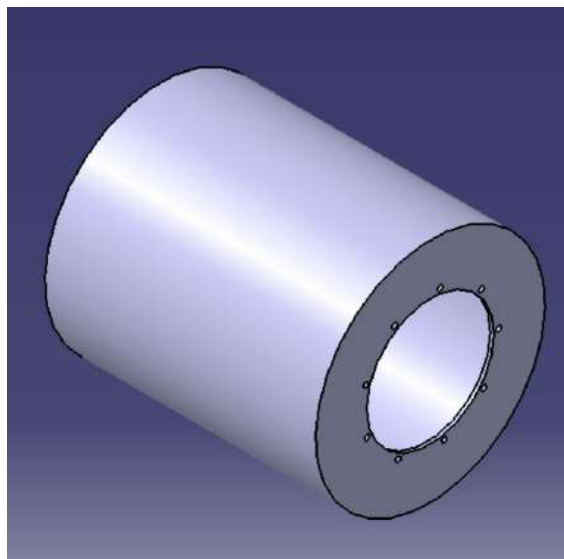


Figura 4.33: Vista isométrica da carcaça externa

O componente final, rolamentos, foi projetado de acordo com as dimensões fornecidas pelo site da SKF em relação ao modelo 618/5 [39]. O primeiro passo foi o design dos anéis que cercam as esferas, utilizando o esboço descrito na figura 4.34 para uma operação de eixo. O próximo e último passo foi o design das esferas. Este também foi um design 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.

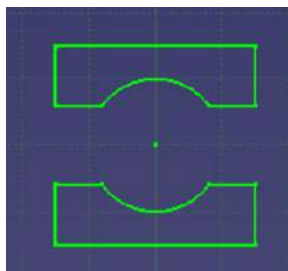


Figura 4.34: Esboço da capa do rolamento

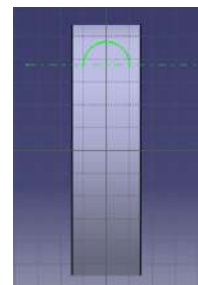


Figura 4.35: Esboço das esferas de rolamento

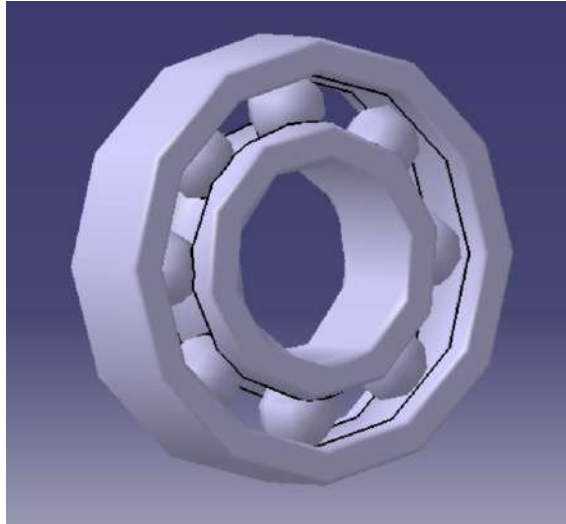


Figura 4.36: Rolamento 618/5 e exemplo

4.3 Fabricação de Componentes

Nesta fase, com o design conceitual dos vários componentes realizado, foi iniciado o processo de fabricação. Este processo envolve uma série de máquinas e etapas diferentes 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 desse tipo de aço, como resistência à corrosão, temperaturas extremas e alta resistência [41]. Além disso, o uso desse material foi frequentemente encontrado na literatura revisada, como o material para certos componentes de turbojatos de pequeno porte. 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 pela fundição de alumínio a partir dos restos de um bloco de motor que estava disponível para uso. O primeiro passo foi cortar uma quantidade suficiente de alumínio para o processo de fundição. Alguns pedaços de sucata de aço foram cortados e soldados para fazer uma taça 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 um maçarico colocado no buraco inferior dele. 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 da taça de fundição. No entanto, esse método de purificação não é completamente eficiente. Depois, o alumínio fundido foi despejado nos moldes de aço, previamente obtidos. Os moldes eram relativamente simples de produzir, consistindo em tubos de aço grossos e grandes 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 uma roda de afiar. O alumínio fundido é demonstrado, abaixo, na figura 4.38.



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 Modelagem

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

Primeiramente, as peças foram projetadas, em sua forma planar, de acordo com as dimensões, utilizando o CATIA V5. O rascunho ou projeto foi realizado devido a uma opção de economia que possui a especificação do formato de arquivo, .dxf. O formato de arquivo .dxf é necessário para que o software da cortadora a jato de água leia os cortes delineados a serem feitos nas chapas de aço inoxidável. Um exemplo de peças é mostrado abaixo, na figura 4.39.



Figura 4.39: Amostras das peças cortadas com o jato de água

O próximo passo foi a perfuração dos 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 máquina de perfuração vertical, utilizando 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 estava apresentando alguma resistência para perfurar os furos, foi aplicado óleo para ajudar na perfuração. Mesmo com cautela ao perfurar, devido ao aumento da espessura, para um milímetro, o diâmetro dos furos foi alterado para 2, 2,5, 3 e 3,5 milímetros. As Figuras 4.40 e 4.41 demonstram o método utilizado para perfurar as duas pequenas chapas e as perfurações executadas.

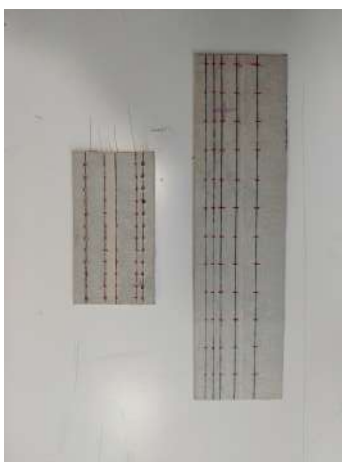


Figura 4.40: Furos apontados nos tubos de chama simples

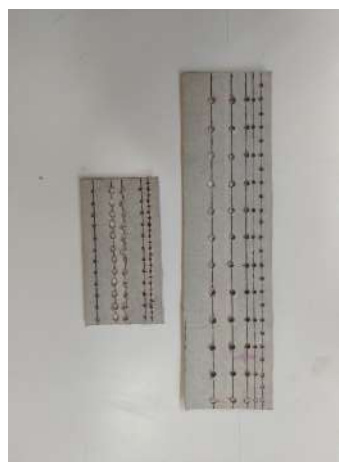


Figura 4.41: Tubos de chama simples perfurados

As partes feitas de aço inoxidável foram moldadas com o uso de um bloco de batida de madeira, mais largo do que as peças que foram trabalhadas. Esta é uma exigência para que a formação da peça seja uniforme, sem dobras. As peças devem ser moldadas em torno de um tubo, resistente o suficiente para não se dobrar com os golpes contra ele. O diâmetro do tubo deve ser ligeiramente menor do 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, um rolo foi utilizado 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 partes moldadas à mão.



Figura 4.42: Bico de Escape



Figura 4.43: Chama Interna

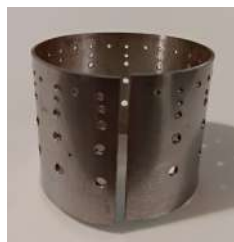


Figura 4.44: Chama Externa



Figura 4.45: Tubo de Revestimento Externo

4.3.2 Processo de Fresagem

Turbina

O próximo passo foi desmontar o núcleo do turbocompressor utilizado nesta 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, utilizando uma roda de afiar. Em seguida, o centro da turbina foi perfurado, realizado em uma máquina de fresagem para obter um furo bem executado, para se ajustar ao eixo projetado. Como o material da turbina é endurecido, uma broca foi utilizada 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 broca não estava centrada com a turbina, descartando o uso futuro desta turbina, uma vez que o uso desta turbina, em altas velocidades, transformaria o pequeno espaço em um enorme, levando a um acidente sério, comprometendo as vidas ao redor da turbina. O método de perfuração ideal seria preservar o eixo, preso à turbina, e fixá-lo na posição correta de uma máquina de tornos, assegurando, assim, que a broca 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 turbojatos, encontrado online em [38]. As partes ao redor do NGV foram cortadas e soldadas. Embora, para completar este sistema, lâminas foram cortadas de outra turbina, na qual uma roda de afiar foi utilizada para separar, individualmente, as lâminas do rotor. Mais tarde, uma 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 estão mostradas na figura 4.47.



Figura 4.47: Lâminas do sistema de lâminas do bico

A parte final para fabricar este componente foi soldar as lâminas entre as duas peças metálicas, demonstradas 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 demais, considerando o tamanho e a espessura do componente.



Figura 4.48: Base da turbina



Figura 4.49: Parte superior e circundante do sistema de lâminas do bico

A arruela na figura 4.48 é a base da turbina que, com o retângulo ao lado, forma a parte interna do sistema de lâminas do bico, 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 em cima da peça inferior e, em seguida, a arruela soldada na base superior da peça cônica.

4.3.3 Processo de Tornos

Alumínio

Os componentes de alumínio foram trabalhados de forma diferente dos demais componentes. Este material foi usinado com o uso de uma máquina de tornos. Os projetos dos componentes de alumínio foram impressos, e somente então o material fundido foi usinado. Os blocos foram colocados na máquina de tornos, onde foram fixados na configuração apropriada. Depois, 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, pois não é possível saber se a máquina de tornos está removendo a quantidade certa de material, mesmo com o máximo de cautela ao trabalhar com ela. Os componentes trabalhados com a máquina de tornos foram a habitação do eixo e a flange de entrada, indicados na figura 4.50 e figura 4.51, respectivamente. A capa 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: Habitação do Eixo



Figura 4.51: Flange de Entrada

Aço Inoxidável

Outra peça trabalhada com a máquina de tornos 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 tração de 12.9 ou 10.6 porque este componente precisa suportar imensa tensão quando a turbina e o compressor estão em funcionamento [29]. A Figura 4.52 representa o eixo obtido após o processo de fabricação explicado.



Figura 4.52: Eixo

4.3.4 Processo de Soldagem

O suporte do anel foi perfurado seis vezes, com a ajuda de uma transferência e uma punção, a posição dos furos foi marcada. Subsequentemente, a perfuração foi feita com um 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 soldado 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 precisaram ser moldados 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 extrema cautela para não amassar o tubo. Apesar da cautela tomada 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 desse processo, apenas algumas foram colocadas em sua forma definitiva. O tipo de soldagem utilizado foi a Soldagem a Gás de Tungstênio por Arco ou TIG. O processo de soldagem foi uma das razões para optar por uma chapa de aço inoxidável mais espessa. Havia a possibilidade de o calor, proveniente da soldagem, derreter parte das peças, tornando-se mais provável com uma chapa mais fina. No entanto, mesmo com um aumento na espessura, foi possível soldar apenas os componentes mostrados nas figuras abaixo. Os componentes restantes não puderam ser soldados porque ambas as extremidades das peças precisavam 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 demonstrado.

Peças soldadas:



Figura 4.55: bico 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 palheta guia do bocal



Figura 4.61: Parte interna do sistema de lâminas do bico

Capítulo 5

Conclusão

Esta tese teve como objetivo principal a construção de um pequeno motor turbojato, no qual foi realizado inicialmente 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 dificulta a escolha dos 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, com certeza, 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 tomados. Infelizmente, a construção deste motor não foi realizada por falta de meios para prosseguir com uma fabricação adequada.

5.1 Desvantagens

O design deste projeto foi baseado principalmente 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 nos outros mencionados anteriormente. Embora, seus motores não envolvessem uma turbina radial, mas sim uma axial. Esses dois livros fornecem detalhes sobre o 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 assegurar 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.

Durante a 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, uma vez que dificultou a modelagem manual das peças, tornando impossível ajustá-las à dimensão apropriada dos componentes projetados. Como consequência da espessura da chapa, um rolo não pôde ser utilizado. Isso teria sido extremamente útil devido a um processo mais preciso de conformação das peças, além de facilitar a soldagem, já que o uso de um rolo resultaria em peças consistentes e alinhadas.

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

5.2 Trabalhos Futuros e Recomendações

Trabalhos adicionais 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 capa 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 palhetas do bico.

Os trabalhos futuros que seguem esta dissertação poderiam ser:

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

Bibliografia

- [1] Turkey Mehmet, Gorgen Selim, Keskin Goksel, Durmus Seyhun, Kushan Melih Cemal. Pesquisa sobre aplicações de UAVs militares com motores mini-turbojato e turbojato. No: 21^a 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] "Hero de Alexandria Inventou a Máquina a Vapor" [Online]. Disponível em: <https://www.greekboston.com/culture/inventions/steam-engine/> (acessado em 2019-03).
- [5] "Aeolipile" [Online]. Disponível em: <https://en.wikipedia.org/wiki/Aeolipile> (acessado em 2019-03). xi, 3
- [6] Hünecke Klaus, *Motores a Jato: Fundamentos de Teoria, Design e Operação*, 6^{ta} Edição, Motorbooks International, 2003. xi, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 18, 19, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 29
- [7] "Leis de Movimento de Newton" [Online]. Disponível em: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/aviao/newton.html> (acessado em 2019-03). 3
- [8] Rolls Royce plc, *O Motor a Jato*, 5^{ta} 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*, 5^{ta} 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 Probabilística para uma Análise de Desempenho Geral de um Motor Turbina-eixo, *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*, 8^{ta} Edição, McGraw-Hill Education, 2015. xi, 9, 10, 11
- [15] "Ciclo 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/node_e28.htm

(acessado em 2019-03). xi, 11, 12

l.

[17] C. Oates Gordon, *Aerotermodinâmica 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* [MScThesis], 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 de Compressores" [Online]. Disponível em:

<https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/compth.html>. (acessado em 2019-04). 13

[21] "Termodinâmica de Queimadores" [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 do 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 Bico" [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 de Modelo*, 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

[30] Lin Jiangui, Balint Daniel, Pietrzyk Maciej, editores, *Evolução da Microestrutura em Processos de Formação de Metal*, WoodheadPublishing, pp. 384-394 2012 . Disponível em: Scienccdirect. 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 e Desempenho de um Motor a Turbina a Gás a partir de um Turbocompressor de Automóvel* [BEng], Instituto de Tecnologia de Massachusetts, Maio-2004 . 32, 33

[34] "Turbo Tech 103| Expert: Mapeamento de Compressores" [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 de Compressor" [Online] . Disponível em: <https://www.marineinsight.com/main-engine/what-is-turbocharger-surgin/>. (acessado em 2019-05). xi, 32

[36] "Especificação Técnica do Turbocompressor" [Online] . Disponível em: <https://www.ecotrons.com/files/ECOTRONS%20Turbo%20ZZ21%20technical%20spec.pdf>. (acessado em 2019-05). xi, xv, 33, 34, 35, 87

[37] Alonzo Daniel, Crocker Alex, James Eric, Kingston III John, *Design e Fabricação de um Motor Turbojato Miniatura* [BSc], Instituto Politécnico de Worcester, 2018-03 . 35

[38] "Da construção do motor Turbo Jet ao voo - apenas um passo" [Online] . Disponível em: <https://www.youtube.com/watch?v=dYFYZ-g7fzA>. (accessed at 2019-06). 39, 51, 57

[39] "Rolamentos de Esferas Deepgroove SKF 618/5" [Online] . Disponível em: <https://www.skf.com/pt/products/bearings-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*, NSKMotion & 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 - 2D Desenhos dos componentes do turbojato

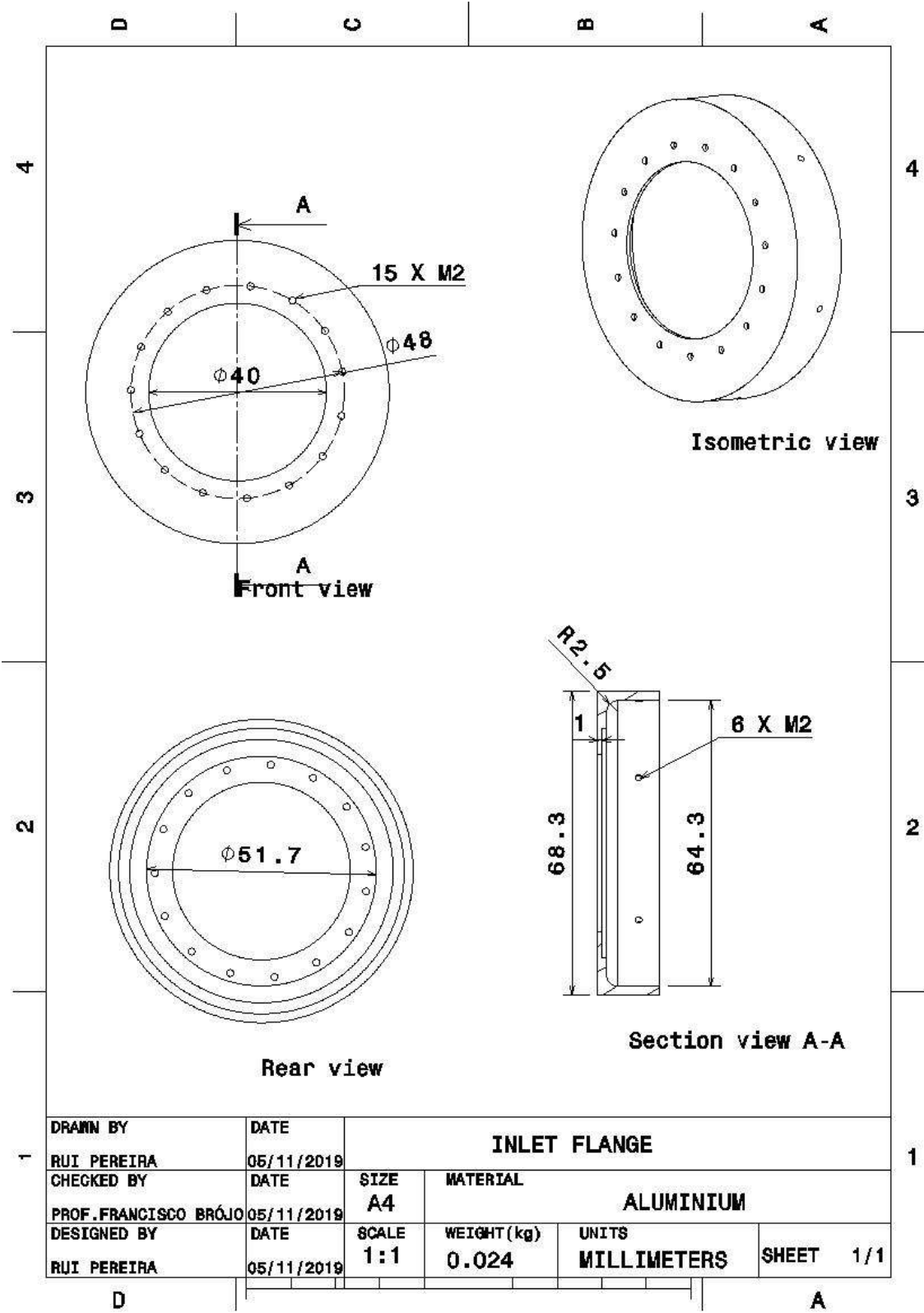


Figura B.1: Flange de Entrada

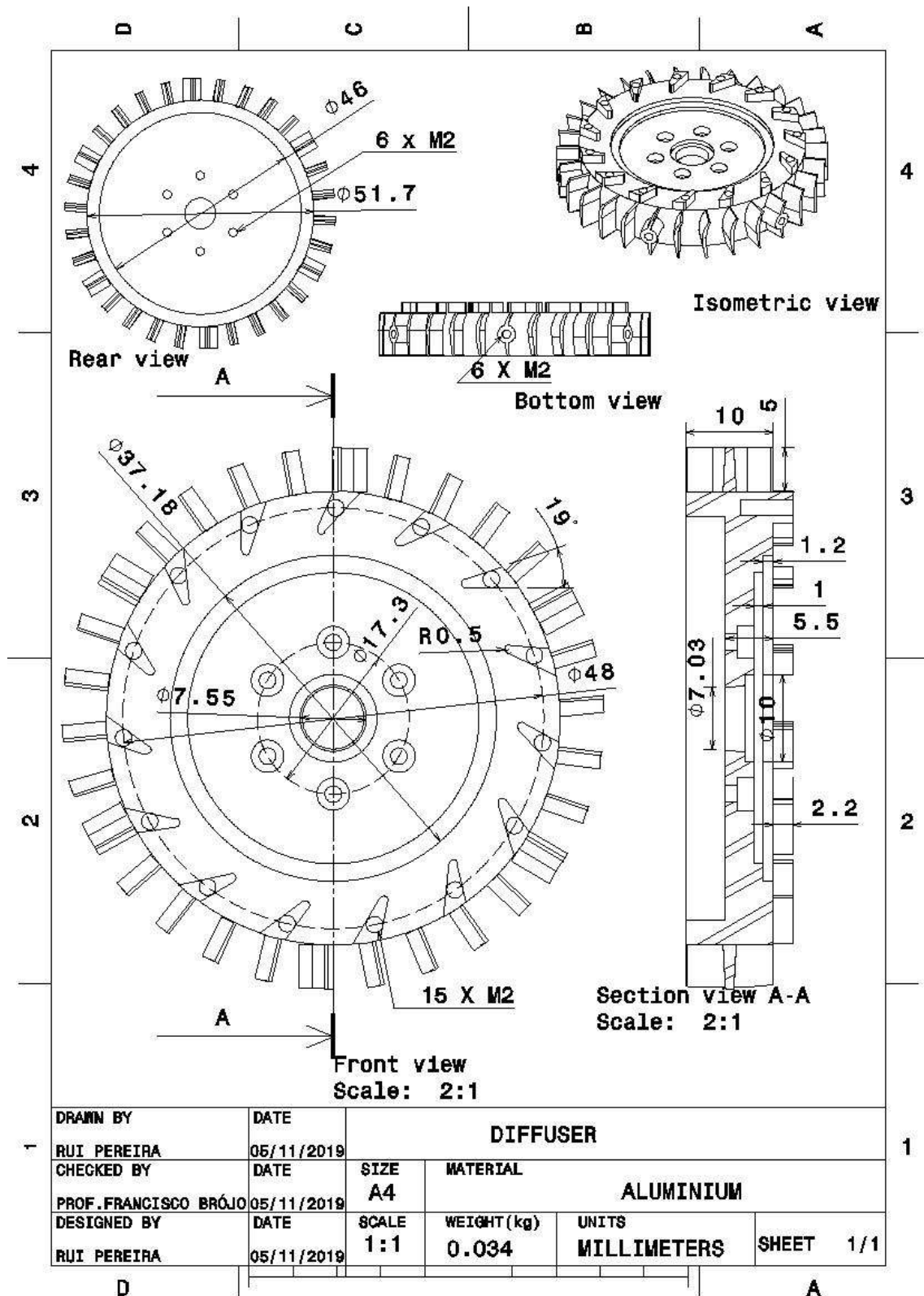


Figura B.3: Difusor

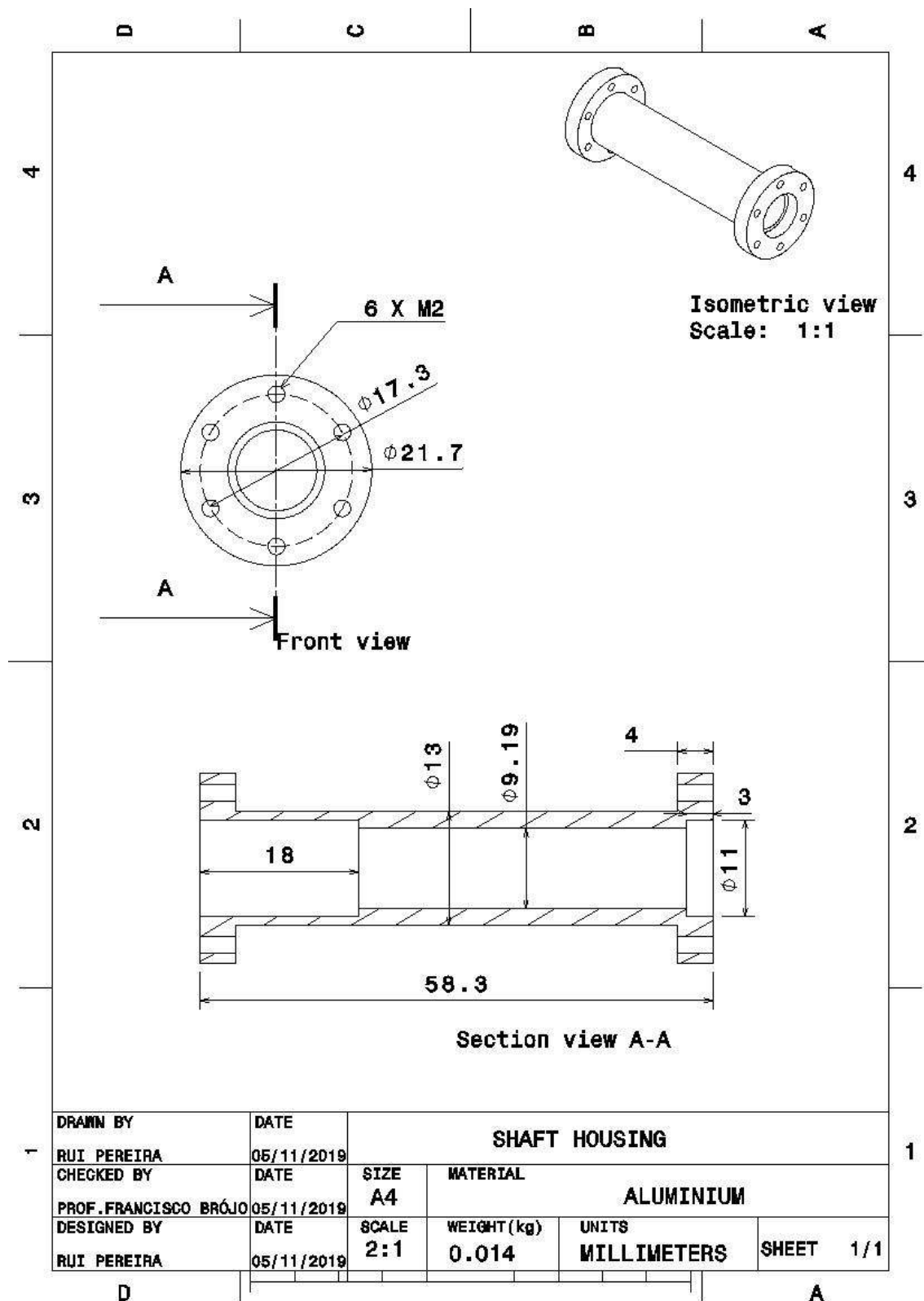


Figura B.4: Habitação do eixo

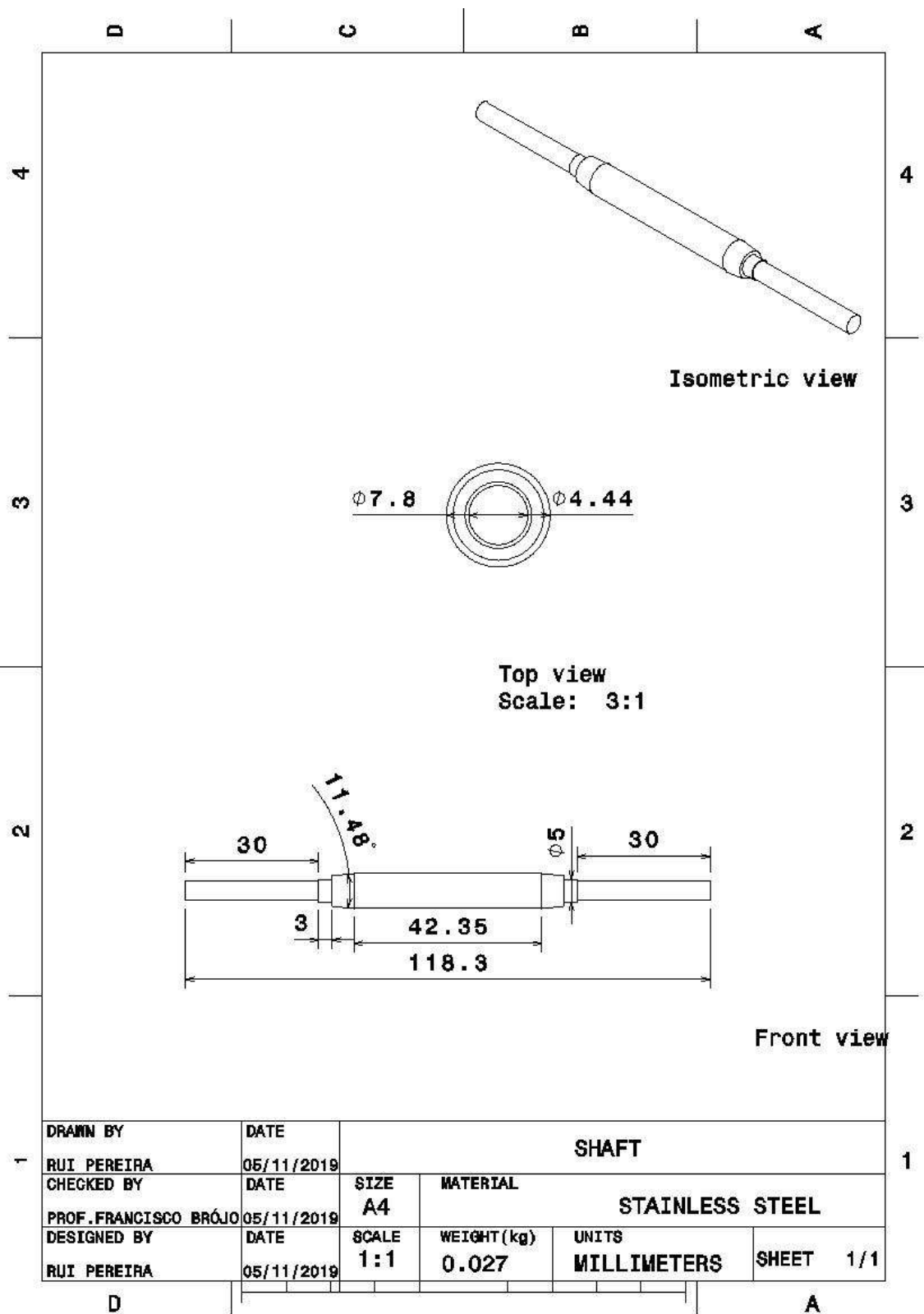


Figura B.5: eixo

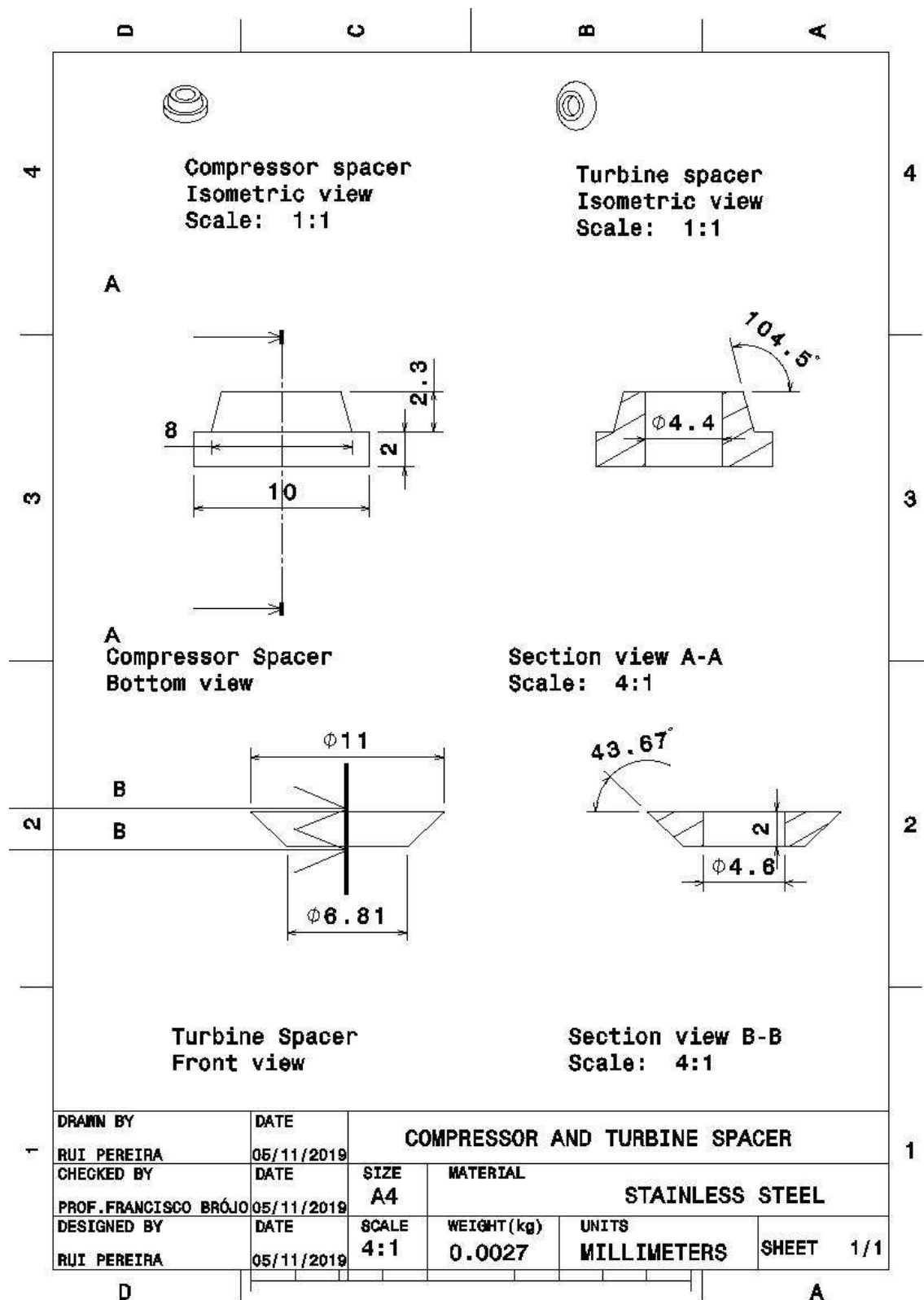


Figura B.6: espaçadores

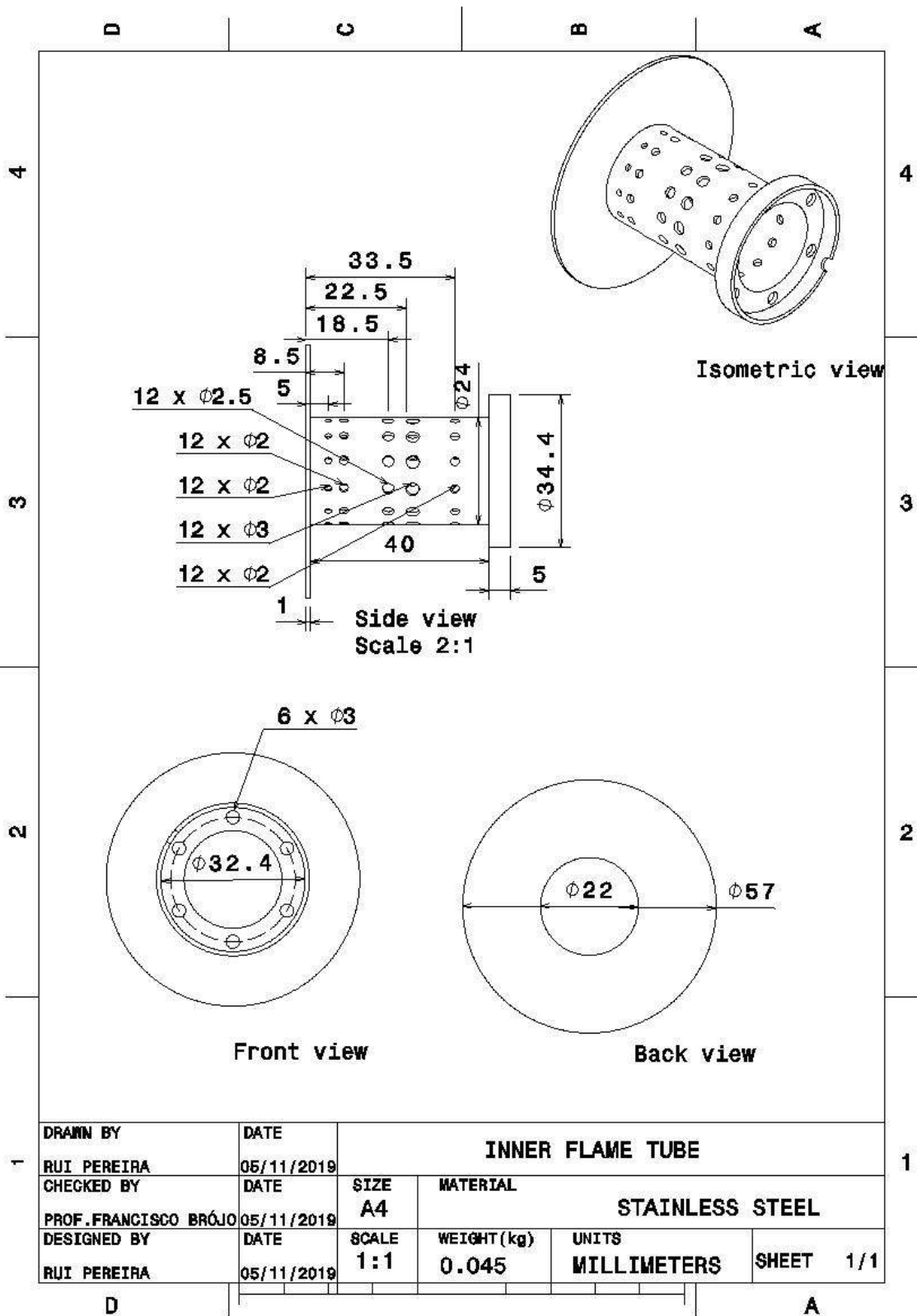


Figura B.7: Tubo de Chama Interno com suporte do anel de combustível

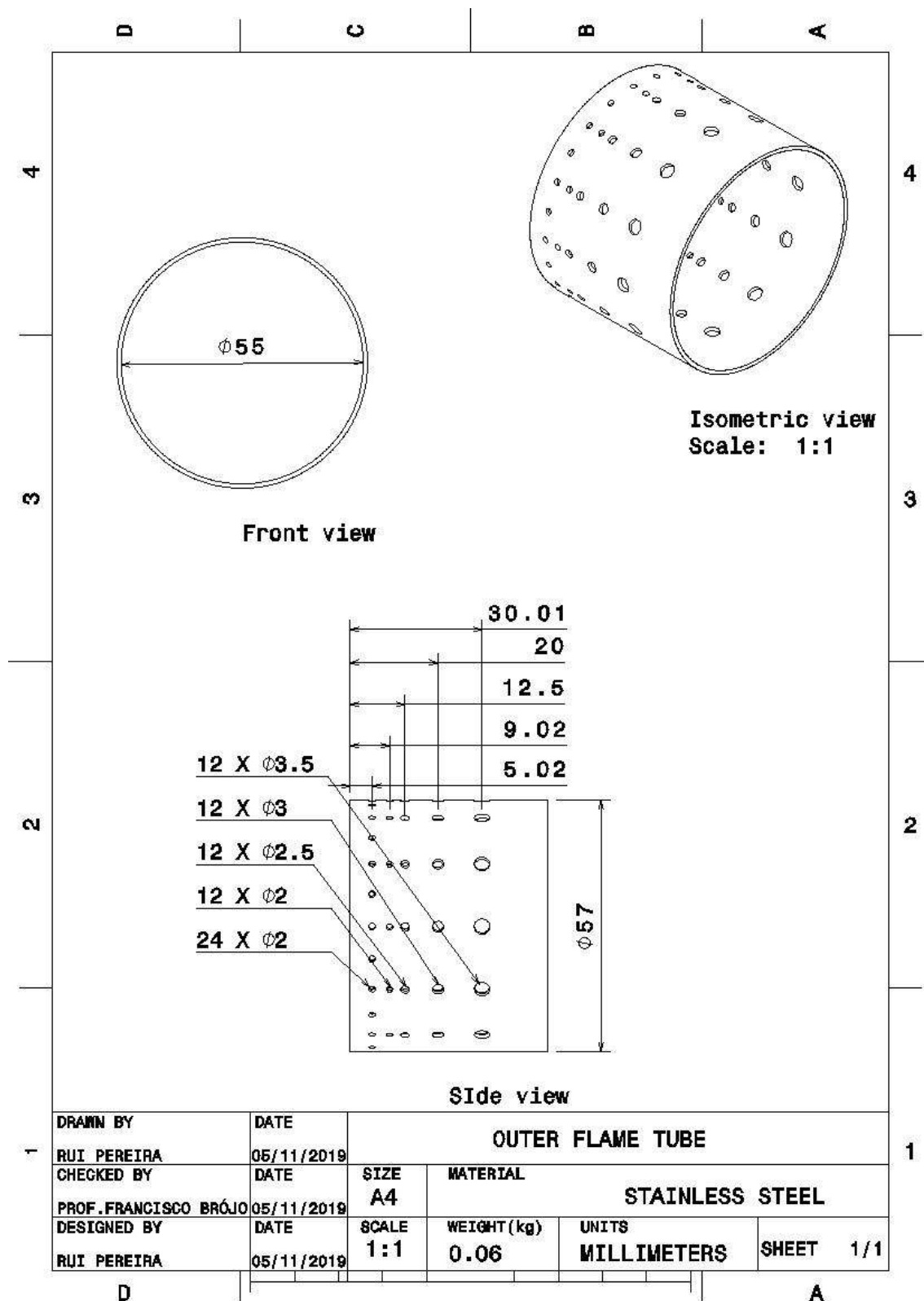


Figura B.8: tubo de chama externa

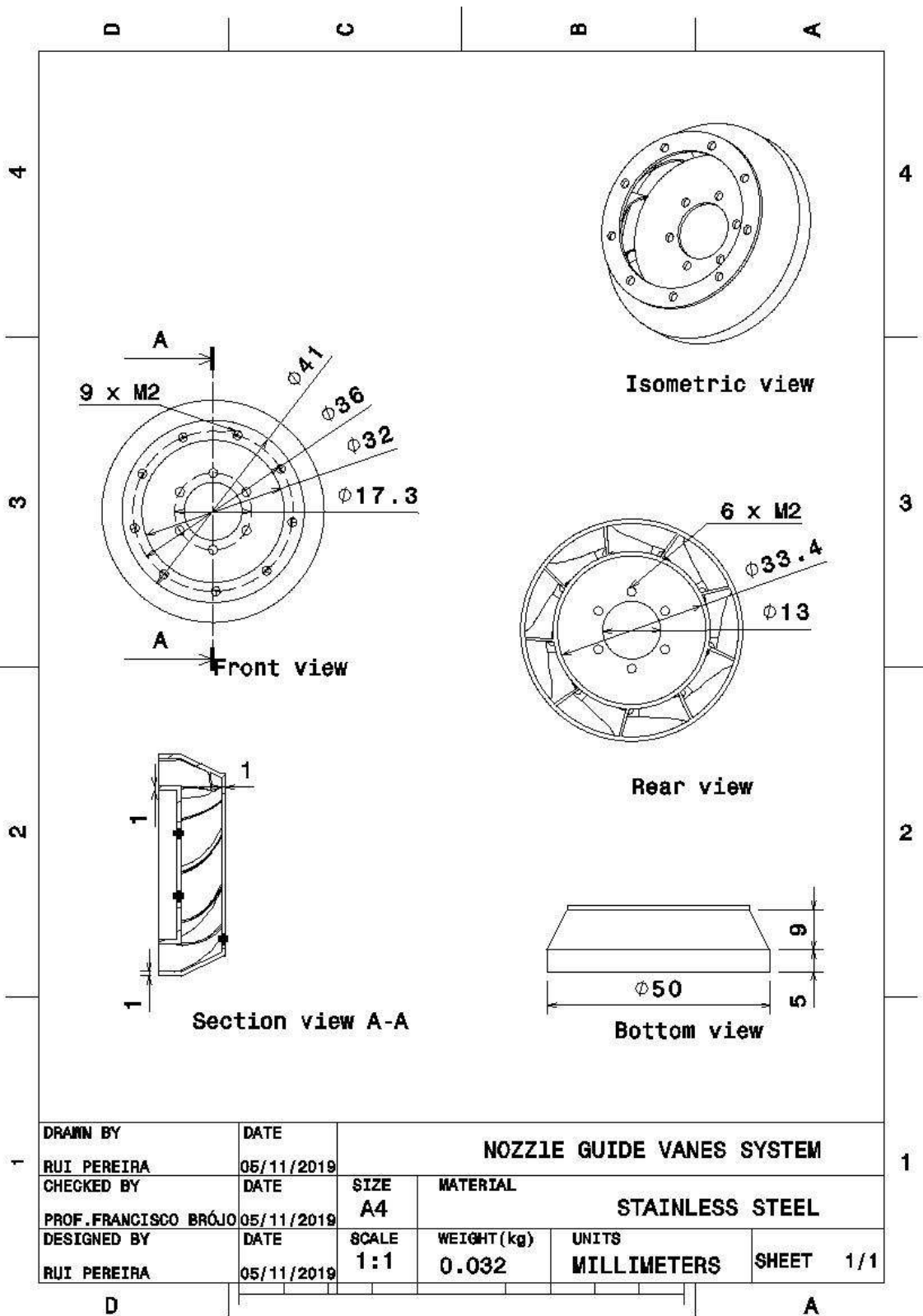


Figura B.9: sistema de lâminas do bico

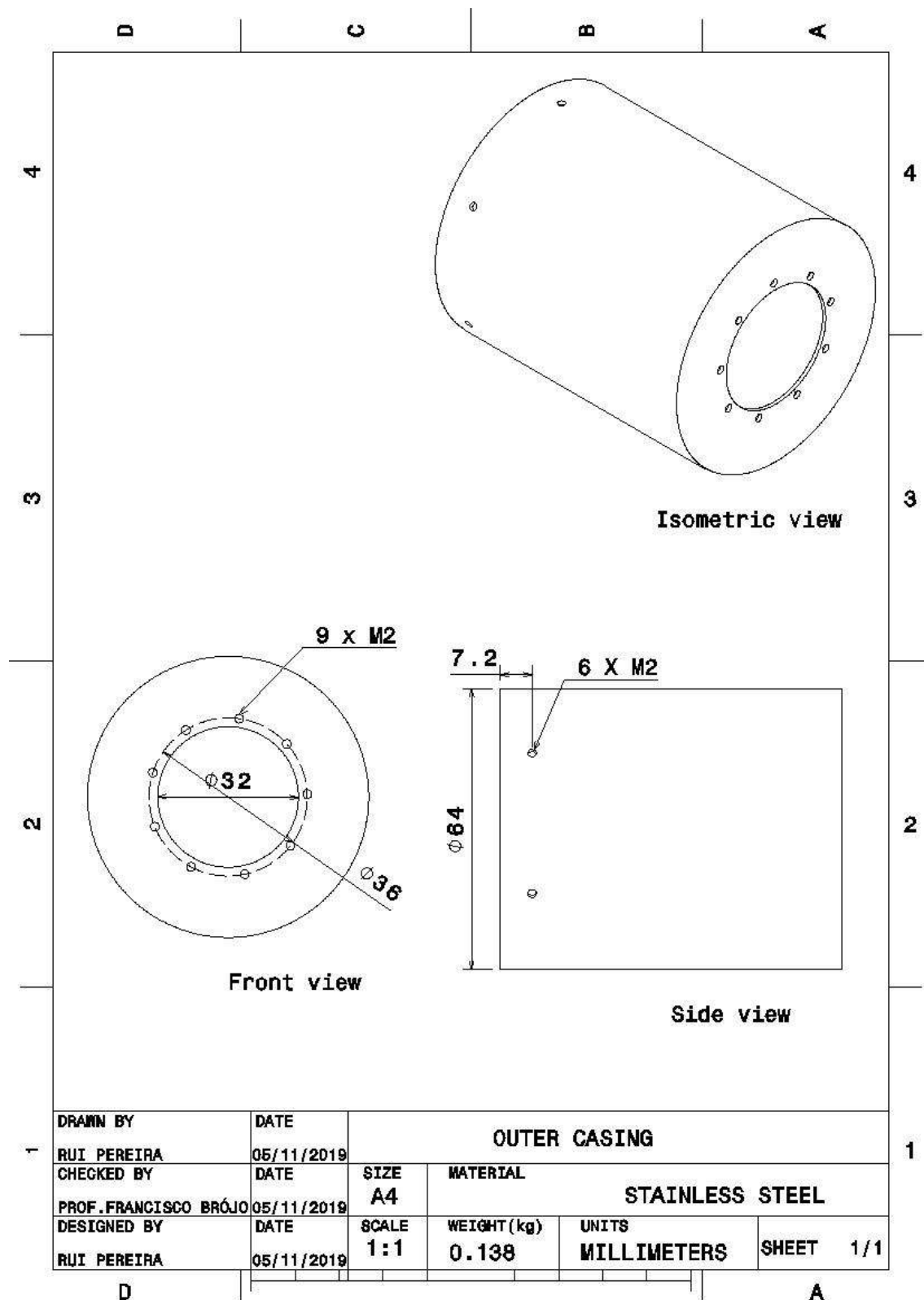


Figura B.10: Carça Externa

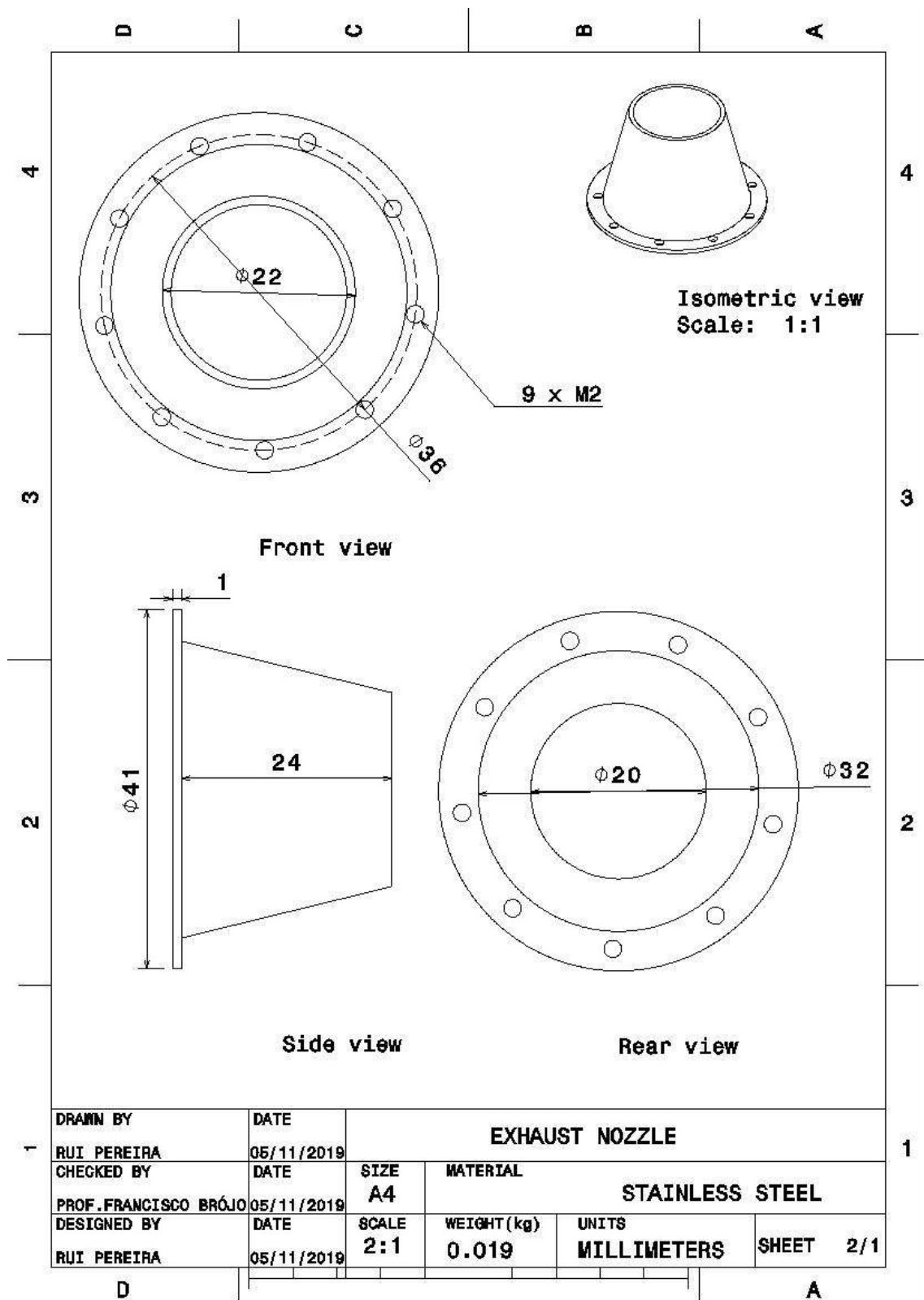


Figura B.11: bico de escape

Apêndice C - 2D, 3D Vistas do turbojato

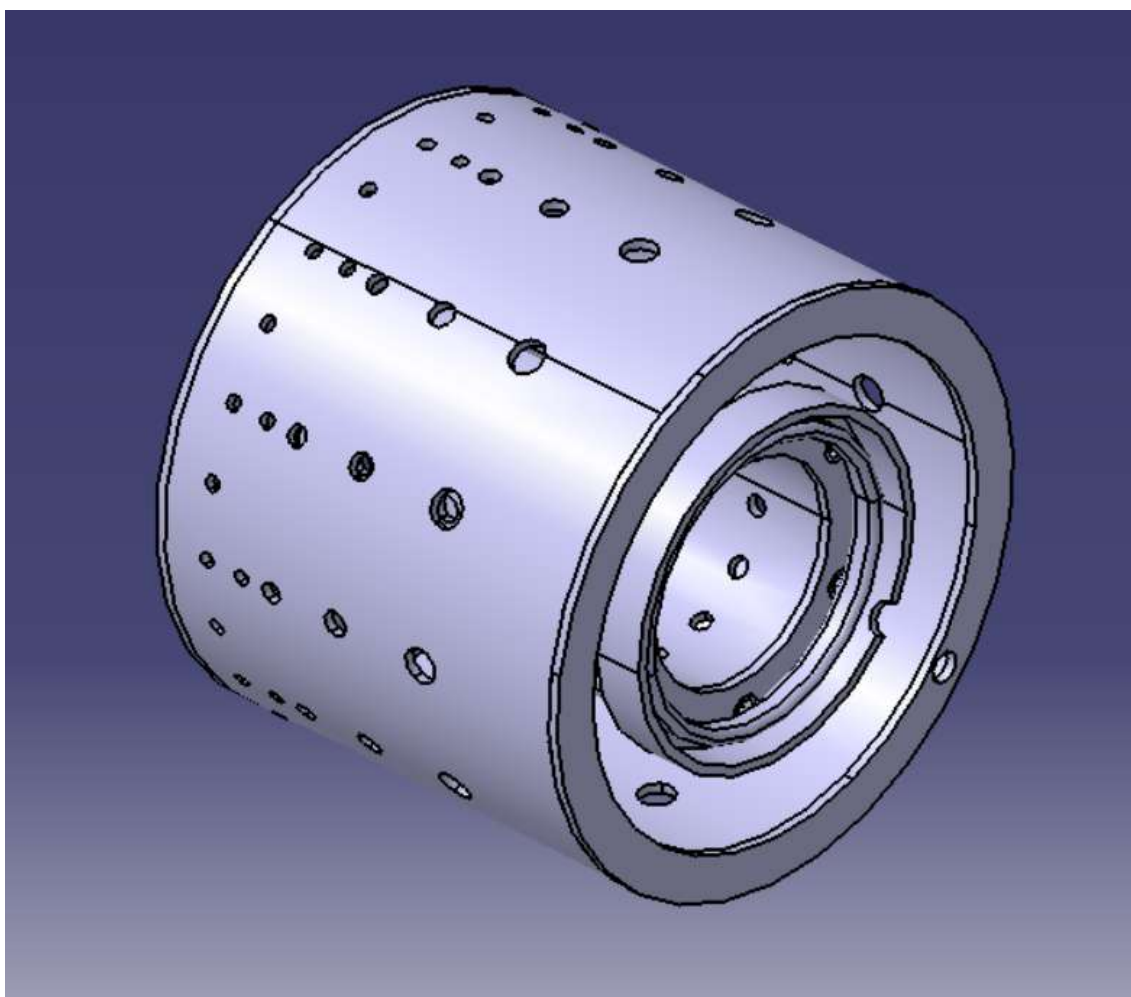


Figura C.1: "Câmara de Combustão"

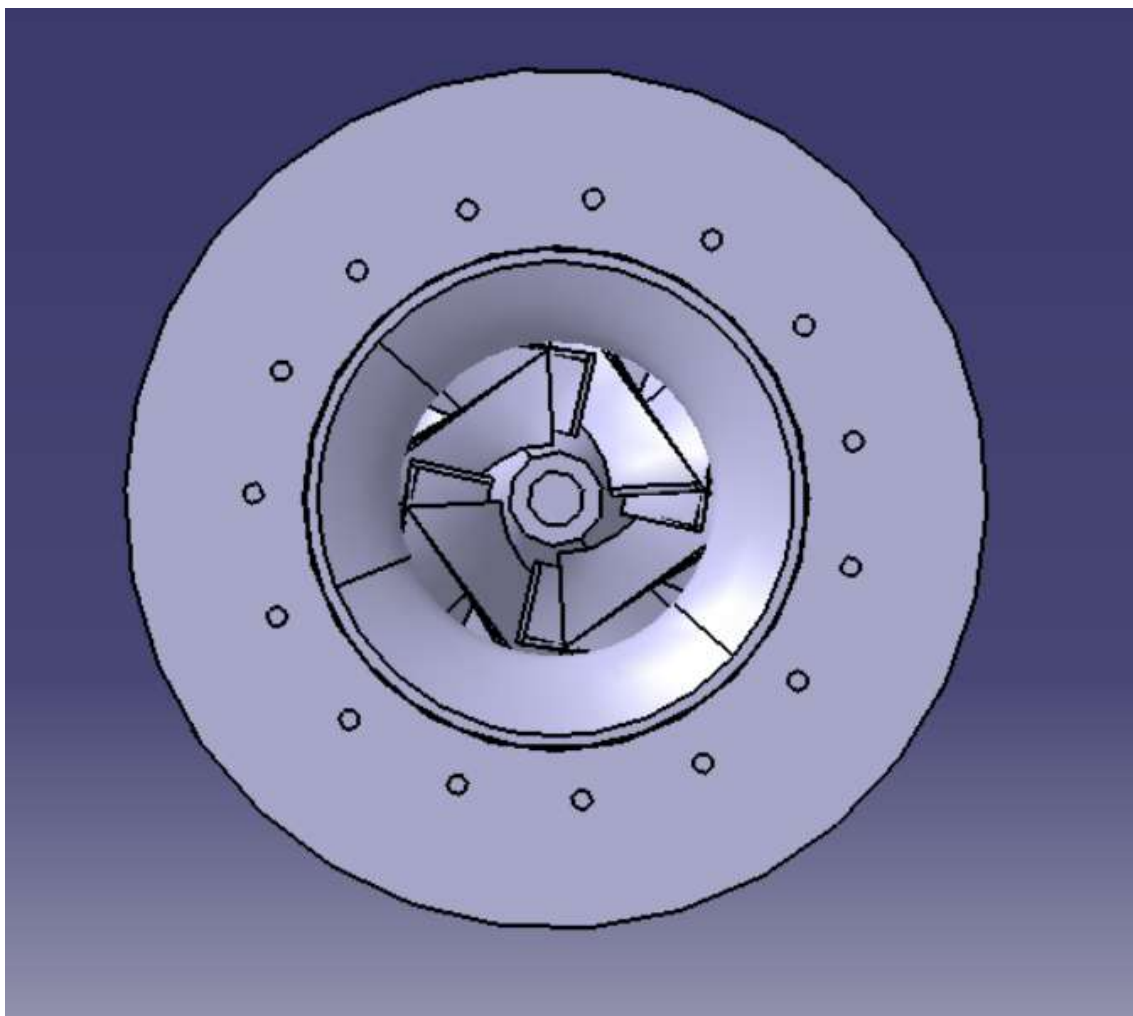


Figura C.2: "vista frontal do turbojato"

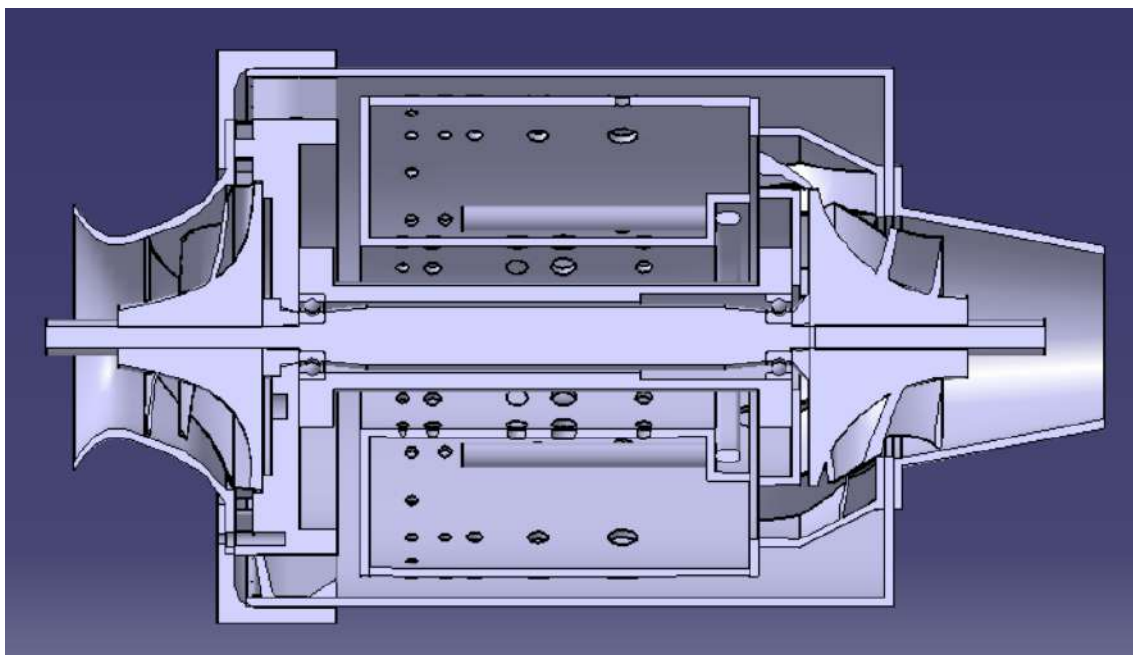


Figura C.3: "vista da seção média do turbojato"

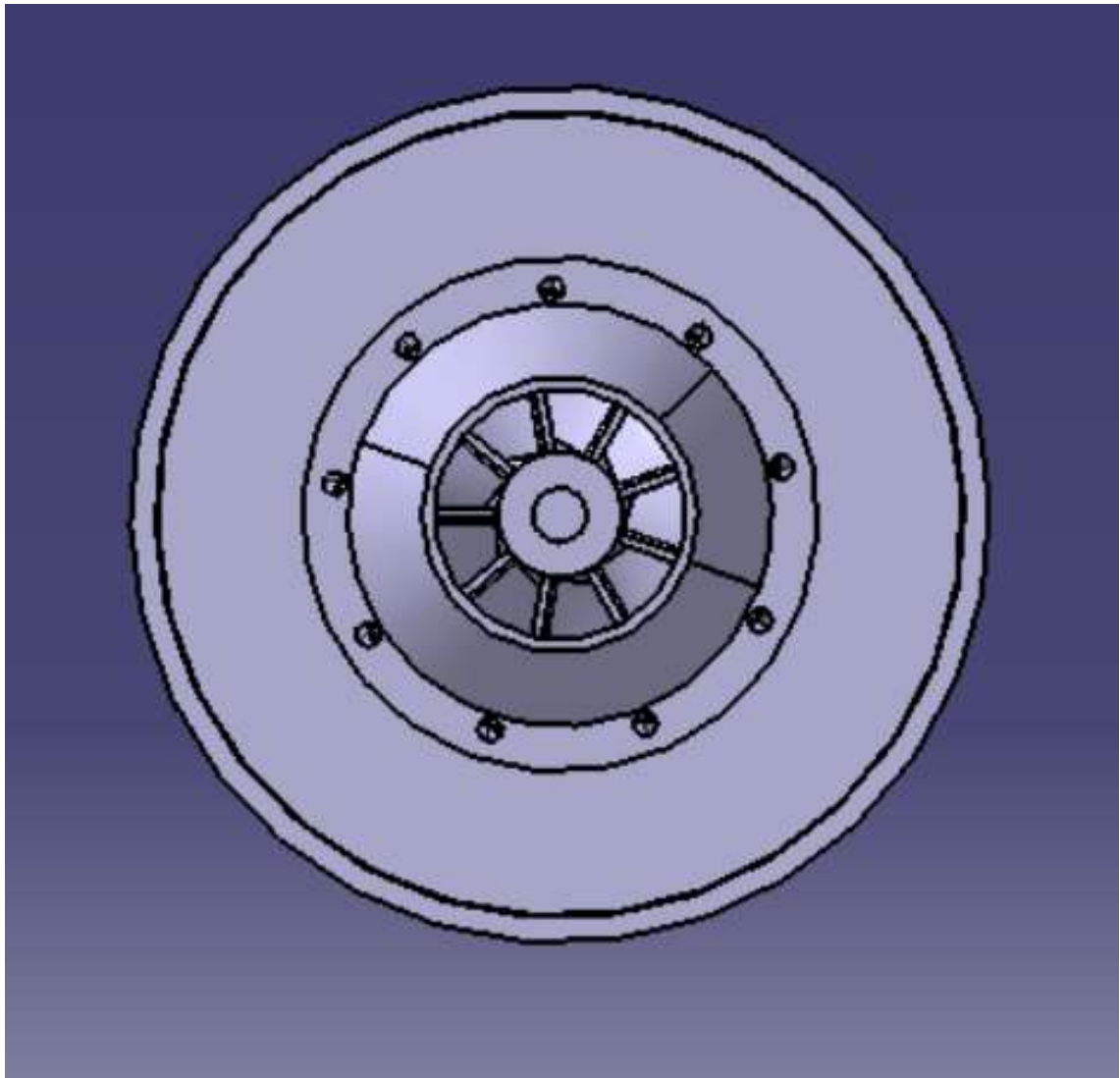


Figura C.4: "vista traseira do turbojato"

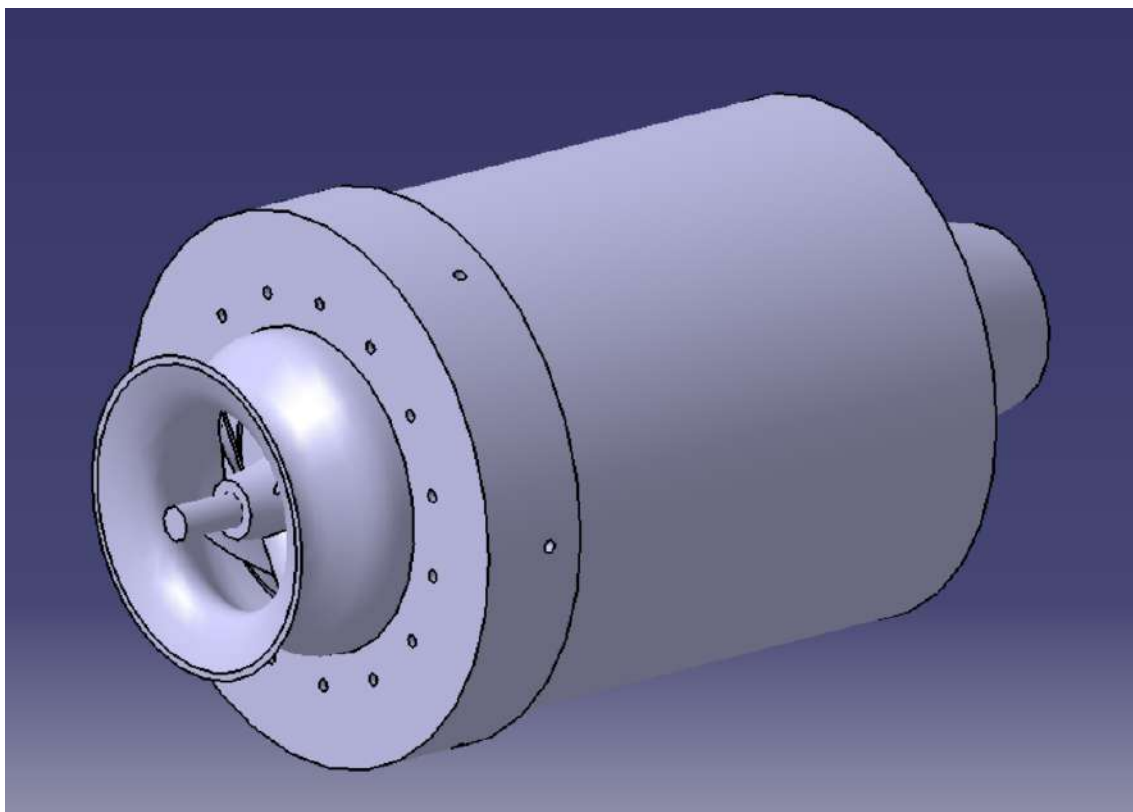


Figura C.5: "Turbojato isométrico 3D vista 1"

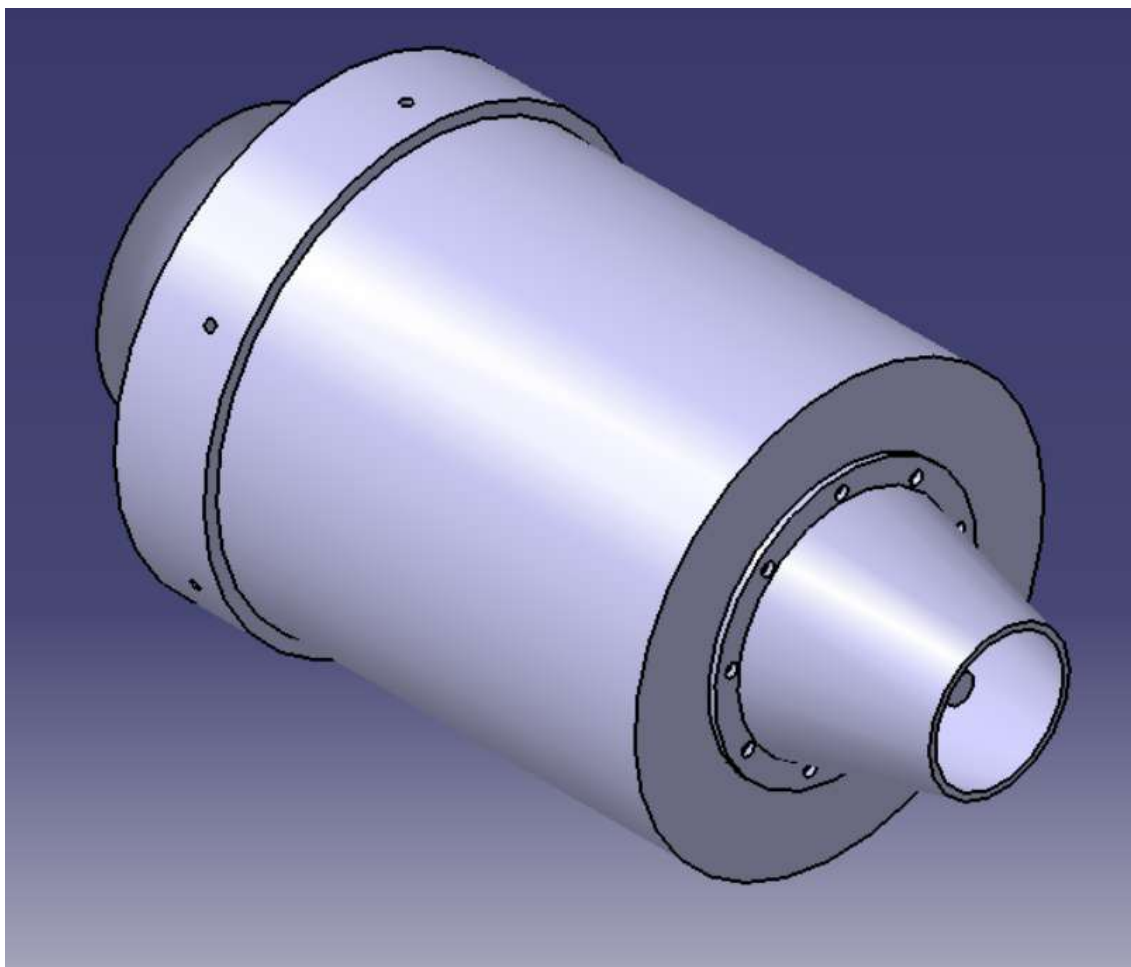


Figura C.6: "Vista isométrica do turbojato 3D 2"

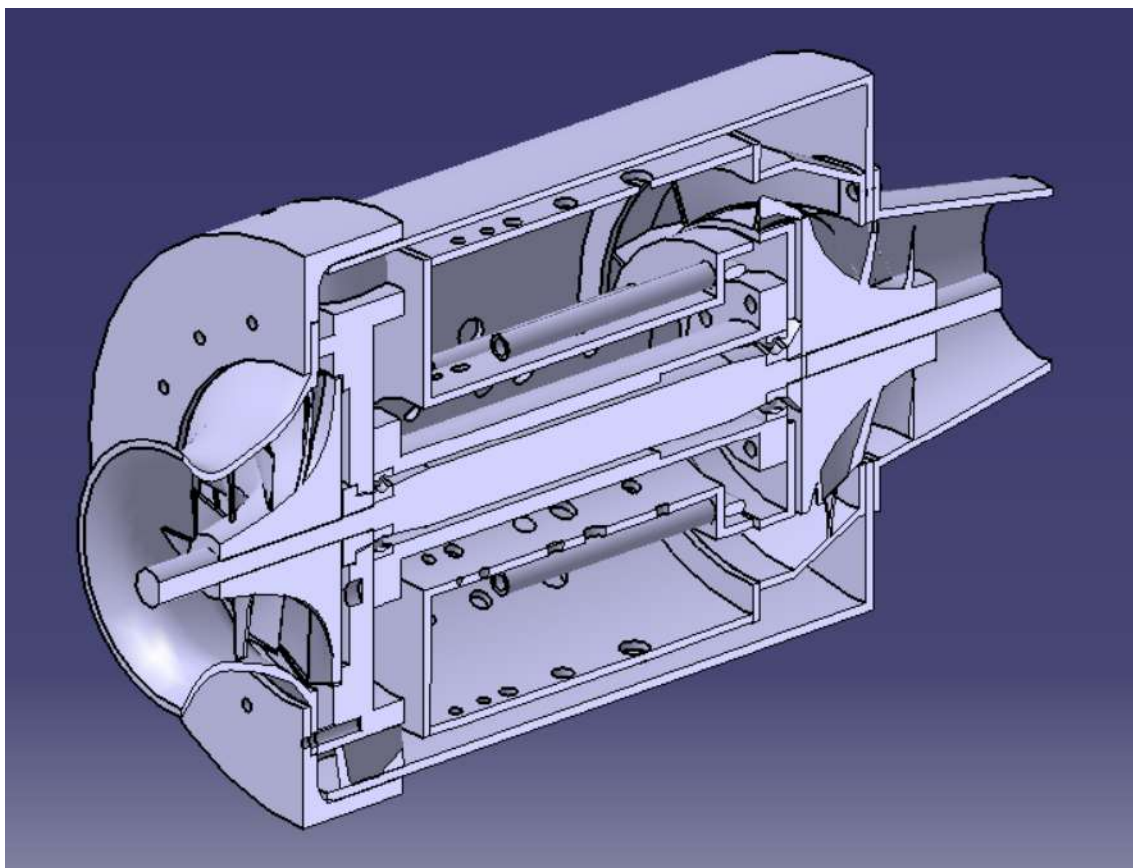


Figura C.7: "Vista isométrica da seção média do turbojato 3D "

Apêndice D - Ciclo Real do Turbojato

Tabela 2 : Especificações técnicas do Turbo VZ21 [36]

	Type	RHF3	RHF4	RHF5	RHF55	RHF6	RHE61	RHE62	RHE7	RHE8	
Item	Air Flow Rate (at: $\pi=2.0$)	m ³ /min ft ³ /min	0.75~6.3 26.5~222.5	1.0~9.4 35.3~332.0	1.4~10.8 49.4~381.4	2.4~13.5 84.8~476.8	3.1~16.5 109.5~582.7	3.3~17.5 116.5~618.0	4.5~20.0 158.9~706.3	5.5~24.0 194.2~847.6	7.0~30.0 247.2~1069.5
	Maximum Pressure Ratio		2.7	27	2.8	3.0	3.0	3.3	3.3	3.3	3.3
	Maximum Speed	X10 ³ rpm	250	190	180	168	140	140	131	120	107
	Maximum Allowable Gas Temperature	°C	950	950	950	950	950	750	750	750	750
		°F	1742	←	←	←	←	1382	←	←	←
	Weight (without waste-gate valve)	kg	(1.9)	(2.6)	(3.2)	(5.1)	(6.7)	7.8	10.5	(11.4)	(15.0)
		lb	(4.2)	(5.7)	(7.1)	(11.2)	(14.8)	17.2	23.2	(25.1)	(33.1)
	Diesel Engine Application	Ps	20~100	46~130	54~154	85~200	100~40	50~260	70~300	80~360	105~450
	Gasoline Engine Application	Ps	27~135	62~177	73~208	115~270	135~322				
External Dimensions	A	m/m	135	167	170	207	223	238	253	231	251
	B		22	37	27	43	43	47	45	50	52
	C		133	163	167	201	222	234	245	253	270
	D		88	102	110	124	124	136	146	161	175
	E		58	65	70	75	75	78	76	86	95
	F		65	74	80	102	102	100	125	120	130
	G-1 with Waste- Gate Valve		162	180	211	237	237	256	291		
	G-2 without Waste- Gate Valve		(136)	(155)	(167)	(200)	(196)			(246)	(265)
	H-1 with Waste- Gate Valve		135	125	138	156	156	175	186		
	H-2 without Waste- Gate Valve		(127)	(125)	(138)	(156)	(156)			(195)	(215)

Uma análise do ciclo real é feita considerando que o compressor está girando a 200000 rpm. A partir 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 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	1.4
γ_t	1.333
c_{pc}	1 · 005 kJ/kgK
c_{pt}	1 · 148 kJ/kgK
T_{04}	873.15 K
FHV	46300 kJ/kg [29]
η_i	0.7
η_c	0.7
π_c	2.2
λ	0.8
η_b	0.9
$\% \Delta P_c$	2
η_t	0.8
η_n	0.8

Design e Fabricação de um motor mini-turbojato

- Entrada

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

- Compressor

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

- Queimador

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

- Turbina

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

- Verificação da Pressão Crítica do Bico

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

$$P_{06}/P_c > P_{06}/P_a \text{ (Não Estrangulado)}$$

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

Parâmetros de Desempenho de Motores a Jato

$$\begin{array}{ll} \text{Specific Thrust } F/\dot{m} & 5.138204 \text{ Ns/kg} \\ TFSC & 10.19647 \text{ kg/Nh} \\ \eta^{th} & \text{Eficiência Térmica } 0.1465787 \\ \eta_p & \text{Eficiência Propulsiva } 0.88348601 \\ \eta^o & \text{Eficiência Geral } 0.1319971 \end{array}$$

