

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA
CENTRO DE TECNOLOGIA
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AEROESPACIAL

Alan Pitthan Couto, Arthur Reckelberg Borges da Silva, Augusto
Cagnin Morcelli, Bruno Mesquita e Jonas Muller Gonçalves

CONCEPÇÃO DE UM MOTOR A REAÇÃO DIDÁTICO

Santa Maria, RS
2017

**Alan Pitthan Couto, Arthur Reckelberg Borges da Silva, Augusto Carginin Morcelli,
Bruno Mesquita e Jonas Muller Gonçalves**

CONCEPÇÃO DE UM MOTOR A REAÇÃO DIDÁTICO

Relatório Final apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para a disciplina de **CPIO I - Concepção, Projeto, Implementação e Operação I**.

ORIENTADOR: Prof. Giuliano Demarco

Santa Maria, RS
2017

**Alan Pitthan Couto, Arthur Reckelberg Borges da Silva, Augusto Carginin Morcelli,
Bruno Mesquita e Jonas Muller Gonçalves**

CONCEPÇÃO DE UM MOTOR A REAÇÃO DIDÁTICO

Relatório Final apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para a disciplina de **CPIO I - Concepção, Projeto, Implementação e Operação I**.

Aprovado em 3 de dezembro de 2017:

Giuliano Demarco, Dr. (UFSM)
(Presidente/Orientador)

André Luis da Silva, Dr. (UFSM)

Santa Maria, RS
2017

RESUMO

CONCEPÇÃO DE UM MOTOR A REAÇÃO DIDÁTICO

AUTOR: Alan Pitthan Couto, Arthur Reckelberg Borges da Silva, Augusto Cagnin Morcelli, Bruno Mesquita e Jonas Muller Gonçalves

ORIENTADOR: Giuliano Demarco

O projeto escolhido para desenvolvimento na disciplina de Concepção, Projeto, Implementação e Operação I, do curso de Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria consiste na elaboração de um motor a jato didático juntamente com uma apresentação da abordagem teórica que descreve o funcionamento deste tipo de tecnologia. Após efetuados estudos nas áreas de Mecânica Geral, Mecânica dos Fluidos, Mecânica dos Sólidos, Termodinâmica, Física Geral, Circuitos Elétricos e Estruturas, os dois objetos principais do projeto serão confeccionados: o motor a reação didático e o manual de conhecimentos englobados. Ambos servirão de base didática para o entendimento do sistema por parte de alunos das mais diversas áreas do Centro de Tecnologia, principalmente do curso de Engenharia Aeroespacial. Foram realizadas as seguintes atividades: revisão bibliográfica, esboço conceitual, dimensionamento das estruturas, modelagem do motor a jato didático e estudo dos possíveis materiais a serem utilizados na construção do modelo.

Palavras-chave: Turbina. Propulsão. Didático. Engenharia. Aeroespacial.

ABSTRACT

CONCEPÇÃO DE UM MOTOR A REAÇÃO DIDÁTICO

AUTHOR: Alan Pitthan Couto, Arthur Reckelberg Borges da Silva, Augusto Cagnin Morcelli, Bruno Mesquita e Jonas Muller Gonçalves

ADVISOR: Giuliano Demarco

The chosen project for development on the Concepção, Projeto, Implementação e Operação I discipline, of the Engenharia Aeroespacial course from Universidade Federal de Santa Maria consists on the elaboration of a didactic jet turbine, combined with a presentation of the theoretical approach that describes the functioning of this kind of technology. After being studied the areas of General Mechanics, Fluid Mechanics, Solid Mechanics, Thermodynamics, General Physics, Electric Circuits and Structures, the two main objectives of this project will be made: the didactic jet turbine and the global knowledge manual. Both will serve as a didactic base for the understanding of the system, by students from the most diverse areas of the Centro de Tecnologia, mainly from the course of Engenharia Aeroespacial. The following activities were concluded: bibliography review, conceptual sketch, dimensioning of the structures, the digital model of the Didactic Jet Engine and the study of the possible materials to be used in the construction of the model.

Keywords: Turbine. Propulsion. Didactic. Engenharia. Aeroespacial.

LISTA DE FIGURAS

Figura 3.1 – Interface do ambiente de montagem do software <i>SOLIDWORKS®</i>	12
Figura 4.1 – Máquina térmica de Heron	14
Figura 4.2 – Motor a Gás de John Barber.	16
Figura 4.3 – Motor a Jato de Lorin.	17
Figura 4.4 – Coandă 1910.	17
Figura 4.5 – Bombardeiro italiano Caproni Campini.	18
Figura 4.6 – Motor a reação He S 3.	19
Figura 4.7 – Heinkel He 178.	19
Figura 4.8 – Motor a jato W.1.	20
Figura 4.9 – Gloster E28/29.	20
Figura 4.10 – Motor a Jato Jumo 004 B.	21
Figura 4.11 – Messerschmitt 262 Me.	21
Figura 4.12 – Arado Ar 234.	22
Figura 4.13 – Ilustração do teorema do momento linear.	23
Figura 4.14 – Volume de controle em um bocal.	28
Figura 4.15 – Efeitos da contração e expansão das linhas de corrente.	30
Figura 4.16 – Representação computacional do fluxo de ar ao redor de uma aeronave.	31
Figura 4.17 – Propagação das ondas de pressão em números de Mach 0(a), Mach < 1(b), Mach = 1 (c) e Mach > 1 (d).	32
Figura 4.18 – Esquema dos componentes de uma turbina turbo-jato.	35
Figura 4.19 – Aeronaves SR-71 Blackbird.	35
Figura 4.20 – Motor turbo-jato J58.	36
Figura 4.21 – Conceito de motores Turbofan	36
Figura 4.22 – Turbina GE CF6.	37
Figura 4.23 – Esquema dos componentes de uma motor turbo-hélice.	38
Figura 4.24 – Aeronave C-130.	38
Figura 4.25 – Aeronave V22 Osprey.	39
Figura 4.26 – Entrada de ar sob operação estática (a), velocidade baixa (b) e alta velocidade (c)	40
Figura 4.27 – Campo de fluidos em operação estática (a), estática com <i>crosswind</i> (b) e baixa velocidade de voo (c).	40
Figura 4.28 – Características do cone difusor de ondas de choque. (a) Operação crítica, (b) Subcrítica e (c) Super crítica.	42
Figura 4.29 – Disposição dos componentes ao longo do compressor axial.	43
Figura 4.30 – Mecanismo de variação angular dos estatores.	44
Figura 4.31 – Motor Turbofan de três estágios.	45
Figura 4.32 – Impulsores.	46
Figura 4.33 – Posicionamento entre impulsores e difusores no sistema de compressão radial.	47
Figura 4.34 – Mudanças de velocidade e pressão do fluxo de ar ao longo da compressão.	47
Figura 4.35 – Câmara de combustão múltipla.	49
Figura 4.36 – Câmara de combustão anular.	50
Figura 4.37 – Câmara de combustão tubo-anular.	51
Figura 4.38 – Afterburn.	51

Figura 4.39 – Geometria das lâminas dos discos de turbina.	52
Figura 4.40 – Geometria das guias estacionárias.	53
Figura 4.41 – Disposição dos conjuntos de turbina em seus respectivos eixos.	54
Figura 4.42 – Comparação entre turbina tipo impulso e de tipo impulso-reação.	55
Figura 4.43 – Exaustor de bocal convergente.	56
Figura 4.44 – Tipos de exaustores em um motor Turbofan.	56
Figura 4.45 – Reações em um exaustor convergente-divergente.	57
Figura 4.46 – Tipos de impulso reverso.	58
Figura 5.1 – Imagem em corte do motor a jato <i>Trent 1000</i>	60
Figura 5.2 – Esboço conceitual das regiões.	61
Figura 6.1 – Modelo Digital de um Motor a Jato <i>Trent1000</i>	62
Figura 6.2 – Dimensões gerais.	63
Figura 6.3 – Esboço Conceitual Final	63
Figura 7.1 – Referenciação do Modelo CAD no Ambiente de Montagem Digital	65
Figura 7.2 – Disco da Fan	66
Figura 7.3 – <i>Spinner</i>	67
Figura 7.4 – Conjuntos de Compressores	68
Figura 7.5 – Disco de Compressor	68
Figura 7.6 – Câmara de Combustão no interior do motor	69
Figura 7.7 – Câmara de Combustão	70
Figura 7.8 – Dimensões da Câmara de Combustão	70
Figura 7.9 – Conjuntos de Turbinas	71
Figura 7.10 – Disco da Turbina	71
Figura 7.11 – Eixos	72
Figura 7.12 – Disposição da Carenagem Interna na Estrutura do Modelo	74
Figura 7.13 – Carenagem Interna	74
Figura 7.14 – Cone Traseiro	75
Figura 7.15 – Dimensões da Carenagem Interna	75
Figura 7.16 – Carenagem Externa	76
Figura 7.17 – Dimensões da Carenagem Externa	76
Figura 7.18 – Carenagem da <i>Fan</i>	77
Figura 7.19 – Dimensionamento dos <i>Stator Vanes de Bypass</i>	78
Figura 7.20 – Exemplo do Sistema de índices utilizado durante a modelagem	79
Figura 7.21 – Padrão de nomenclatura utilizado	79
Figura 7.22 – Perfuração do <i>Spinner</i> pelas lâminas da <i>Fan</i>	80
Figura 7.23 – Perfuração das paredes do disco central do compressor por suas lâminas	80
Figura 7.24 – Geometria dos eixos	81
Figura 8.1 – Estudo Comparativo entre os filamentos ABS e PLA	83
Figura 10.1 – Cronograma atualizado	85

LISTA DE TABELAS

Tabela 6.1 – N° de estágios ao longo dos setores de um motor a reação <i>Trent 1000</i> .	64
Tabela 6.2 – N° de estágios ao longo dos setores do Motor a Reação Didático	64
Tabela 7.1 – Dimensionamento da <i>Fan</i>	66
Tabela 7.2 – Dimensionamento dos Compressores	69
Tabela 7.3 – Dimensionamento das Turbinas	72
Tabela 7.4 – Rolamentos Utilizados	73
Tabela 7.5 – Dimensionamento dos Eixos	73
Tabela 7.6 – Dimensionamento da Carenagem da <i>Fan</i>	77
Tabela 8.1 – Listagem de Materiais a serem utilizados para a construção	82

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	10
2	OBJETIVOS E JUSTIFICATIVA	11
3	METODOLOGIA	12
3.1	CONHECIMENTOS	13
3.2	COLABORADORES	13
4	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	14
4.1	HISTÓRIA E EVOLUÇÃO	14
4.2	CONCEITOS FUNDAMENTAIS	22
4.2.1	Teoria da propulsão	23
4.2.2	Termodinâmica	24
4.2.2.1	<i>Propriedades</i>	24
4.2.2.2	<i>Trabalho</i>	25
4.2.2.3	<i>Transferência de energia por calor</i>	25
4.2.2.4	<i>Modos de transferência de calor</i>	26
4.2.3	Mecânica dos fluidos	27
4.2.3.1	<i>Escoamento permanente e transiente</i>	27
4.2.3.2	<i>Massa de controle e volume de controle</i>	27
4.2.3.3	<i>Conservação do momento linear</i>	29
4.2.3.4	<i>Conservação da energia</i>	29
4.2.3.5	<i>Linhas e tubos de corrente</i>	30
4.2.3.6	<i>Fluidos compressíveis e incompressíveis</i>	30
4.2.3.7	<i>Ondas de pressão</i>	31
4.2.3.8	<i>Choque de compressão</i>	32
4.2.4	Resistência mecânica e térmica	33
4.2.4.1	<i>Efeitos da temperatura na turbina</i>	33
4.2.4.2	<i>Resistência Mecânica</i>	33
4.3	TIPOS DE MOTORES A JATO	34
4.3.1	Turbo-jato	34
4.3.2	Turbofan	35
4.3.3	Turbo-hélice	37
4.4	COMPONENTES E PARTES	38
4.4.1	Entrada de ar	39
4.4.1.1	<i>Entrada de ar subsônica</i>	39
4.4.1.2	<i>Entradas de ar supersônicas</i>	41
4.4.2	Compressores	41
4.4.2.1	<i>Compressor axial</i>	42
4.4.2.2	<i>Compressor radial</i>	45
4.4.3	Câmara de combustão	48
4.4.3.1	<i>Múltipla ou can</i>	49
4.4.3.2	<i>Anular</i>	50
4.4.3.3	<i>Tubo-Anular</i>	50
4.4.4	Turbinas	52
4.4.5	Sistema de exaustão	55
4.4.5.1	<i>Bocais convergentes</i>	56
4.4.5.2	<i>Bocais convergente-divergentes</i>	57

4.4.5.3	<i>Impulso reverso</i>	58
5	CONCEPÇÃO	59
6	DIMENSIONAMENTO	62
7	DESENVOLVIMENTO DO MODELO CAD	65
7.1	COMPONENTES.....	65
7.1.1	Fan	66
7.1.2	Compressores	67
7.1.3	Câmara de Combustão	69
7.1.4	Turbinas	71
7.1.5	Eixos	72
7.1.6	Carenagem Interna	73
7.1.7	Carenagem Externa	75
7.1.8	Carenagem da <i>Fan</i>	76
7.2	SISTEMA DE ÍNDICE PARA MODELAGEM	78
7.3	PROBLEMAS PARA MODELAGEM	79
7.3.1	Fan	79
7.3.2	Eixos	81
8	ESTUDO DE MATERIAIS	82
8.1	MATERIAIS DE IMPRESSÃO 3D	83
9	ATIVIDADES E RESPONSABILIDADES	84
10	CRONOGRAMA	85
11	CONCLUSÃO	86
	APÊNDICE A – ILUSTRAÇÕES TÉCNICAS	87
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	96

1 INTRODUÇÃO

A criação e o desenvolvimento de motores a jato foram um marco histórico para a aviação, pois abriram um variado leque de opções. Hoje, vemos nitidamente o resultado do uso dessa tecnologia, seja na vida diária de milhões de pessoas (tipo de motor mais comum em aviões comerciais) ou na defesa do território e da soberania nacional (utilizada em aviões de caça). Vivemos em um contexto que diversas tecnologias foram melhoradas ou impulsionadas pela criação de motores a reação.

No ano de 2015, houve o ingresso da primeira turma do curso de Engenharia Aeroespacial na Universidade Federal de Santa Maria (UFSM). Devido ao curto período da instalação deste curso na UFSM, há uma carência de materiais e de laboratórios destinados especificamente para a formação dos alunos como engenheiros aeroespaciais, diferente do que ocorre em outras engenharias. Em função do quadro atual, iniciativas na construção do patrimônio dos futuros laboratórios do curso devem ser incentivadas. Por meio deste projeto, pretende-se apresentar um modelo de motor a reação, uma tecnologia importante e presente em vários veículos aéreos modernos. Isso também poderá servir como base para a construção de um protótipo futuramente. Nesse sentido, a proposta da disciplina de CPIO vem ao encontro deste objetivo em sua primeira etapa: a modelagem de um motor a jato didático. Assim, espera-se conceder ao curso um legado que proporcione aos estudantes, bem como ao corpo docente, um modelo para auxílio na compreensão de princípios básicos de propulsão.

Para tanto, a base teórica está fundamentada em livros de conhecimentos fundamentais e especializados como: Máquinas de Fluido (HENN, 2012), Mecânica dos Materiais (PHILPOT, 2013), The Jet Engine (ROLLS-ROYCE, 1996), Jet Engines: Fundamentals of Theory, Design and Operation (HÜNECKE, 1997). Ademais, trabalhos acadêmicos especializados na área corroboram com a fundamentação teórica: Projeto de uma Micro-Turbina à Gás (SOUZA, 2011), e Motores Turbo - Jato: Concepção, Funcionamento e Aplicação na Aviação (ALMEIDA; EYROSA; FERREIRA, 2008), entre outros.

Por ser um motor a reação didático, sem cunho comercial, não será necessária uma pesquisa de mercado. Todavia, o interesse acadêmico é iminente, buscando o desenvolvimento do curso e dos seus discentes. De forma semelhante, regulações e normas não terão caráter definidor, uma vez que não se aplicam ao projeto, nem este possui cunho comercial.

2 OBJETIVOS E JUSTIFICATIVA

Julga-se necessário um modelo no qual os alunos do curso de Engenharia Aeroespacial da UFSM - e também possíveis visitantes - possam estudar e entender melhor o conceito de motor a jato e também compreender os fundamentos desse componente de suma importância na área aeronáutica. Portanto, tem-se como objetivo principal produzir um modelo de motor a reação didático que permaneça nos futuros laboratórios do curso, aumentando e melhorando a bagagem teórica para alunos e professores, tornando cada vez mais o curso de Engenharia Aeroespacial numa referência na produção de conhecimento e tecnologia. Esse material também pode servir para apresentação em eventos, por exemplo, o Descubra (ocorre nas dependências da UFSM e apresenta o curso para a comunidade) ou outras atividades que visam aproximar a população do meio acadêmico. Outra alternativa pedagógica-didática é apresentar o modelo de turbina em escolas e demais centros de educação.

Sob a perspectiva nacional, existe uma lacuna no conhecimento a respeito de motores a reação. Dessa forma, é de intento do projeto possibilitar o acréscimo na compreensão brasileira na área aeronáutica. Para tanto, pretende-se disponibilizar todos os resultados e conhecimentos obtidos de forma gratuita e aberta, buscando agregar possíveis desenvolvimentos posteriores por autores que tenham interesse no projeto, todavia, nada será designado para uso comercial.

3 METODOLOGIA

O primeiro passo do projeto consiste na revisão bibliográfica de conteúdos pertinentes à realização desse trabalho. Os resultados dos estudos realizados até então estarão postos na seção seguinte.

Após a revisão, o primeiro estágio de desenvolvimento efetivo do equipamento é o esboço conceitual. Nessa fase do projeto, será desenvolvida uma previsão das partes constituintes do motor a reação, da sua mecânica e do seu funcionamento. Como resultado, espera-se obter uma estimativa do que será efetivamente construído e das medidas do objeto final, que serão definidas no estudo de dimensionamento, etapa na qual as definições de tamanho serão feitas. Não obstante, para algumas partes específicas, serão necessários conhecimentos de aerodinâmica e estruturas. Através da compreensão desses e dos estudos de viabilidade financeira, serão escolhidos os materiais que farão parte do motor a reação no estudo de materiais. Dessa maneira, busca-se atingir os requisitos básicos para fundamentar e viabilizar o projeto.

Para desenvolver um modelo digital, uma versão com licença estudantil para testes do software *SOLIDWORKS®* será utilizado (do inglês, *Shareware*). Na figura 3.1, está representada a interface do ambiente de montagem do software. Todavia, com a permissão estudantil, todas as ferramentas necessárias estão presentes, não inviabilizando sua utilização. Portanto, com essa ferramenta, é possível gerenciar os componentes presentes na turbina, bem como sua aparência, além da possibilidade de utilizar os recursos de simulação do software.

Figura 3.1 – Interface do ambiente de montagem do software *SOLIDWORKS®*.



Fonte: Siemens (2017).

3.1 CONHECIMENTOS

No 4º semestre de Engenharia Aeroespacial na UFSM, estuda-se Mecânica dos Fluidos e Mecânica dos Sólidos. Essas duas disciplinas darão suporte nos estudos estruturais e dinâmicos que terão de ser feitos na realização desse projeto. Outras disciplinas também fundamentais para a execução do projeto são Mecânica Geral I - Estática e Mecânica Geral II - Dinâmica. Porém, haverá lacunas de conhecimentos que ainda não foram estudados, como Aerodinâmica, Termodinâmica, etc. Para suprir essas deficiências, a utilização do livro Máquinas de Fluido (HENN, 2012) auxiliará compreender o princípio básico de funcionamento em motores a reação. O livro Mecânica dos Materiais (PHILPOT, 2013), utilizado nas aulas de Mecânica dos Sólidos, também será utilizado como referência para os cálculos estruturais de tensão e resistência que devem ser feitos. Além disso, muitas partes mecânicas de um motor a reação e estudos referentes a elas estão expostas em Projeto de uma Micro-Turbina à Gás (SOUZA, 2011) e Motores Turbo-Jato: Concepção, Funcionamento e Aplicação na Aviação (ALMEIDA; EYROSA; FERREIRA, 2008), assim como o detalhamento no funcionamento de um motor a turbina a gás está presente no livro (ROLLS-ROYCE, 1996).

Essas referências serão utilizadas para modelar os componentes em software CAD de forma mais fiel possível a uma turbina real. Como dito anteriormente, há algumas lacunas de conhecimento que serão preenchidas em parte pelas bibliografias adotadas como referência, portanto são importantes para o desenvolvimento do projeto.

3.2 COLABORADORES

Conta-se com a ajuda de colaboradores como professores, colegas e profissionais. Alguns professores já se disponibilizaram a compartilhar materiais e conhecimento, a dar sugestões e ideias, como o professor Giuliano Demarco, na área de Mecânica dos Fluidos, e Roberto Hausen, na área de desenho digital. Também, outro grupo de alunos que estão cursando a disciplina de CPIO I e desenvolvendo um projeto com semelhanças, concordaram em compartilhar aprendizados e experiências relacionados às turbinas a jato, a fim de que ambos possam atingir um melhor resultado.

4 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

De acordo com o cronograma estipulado, realizou-se um estudo conceitual de forma a preparar os alunos participantes do projeto para as etapas seguintes. Os conhecimentos adquiridos e necessários para o bom seguimento do trabalho foram explicitados abaixo.

4.1 HISTÓRIA E EVOLUÇÃO

A história da evolução de motores a reação é longa, e remete ao século I, sendo que essa tecnologia ainda é amplamente estudada e aprimorada.

Os motores a reação são caracterizados por expelir uma grande quantidade de fluido a altas velocidades na direção contrária à que se deseja gerar impulso ou movimentar-se. Dessa forma, é capaz de movimentar uma extensa massa de fluidos, sejam eles líquidos ou gasosos, e é um desenvolvimento tecnológico largamente utilizado para diversas aplicações.

Segundo Rolls-Royce (1996), o exemplo mais primitivo que se tem conhecimento relacionado a propulsão a jato, se trata da Máquina Térmica de Heron, ou Eolípila, como mostra a Figura 4.1:

Figura 4.1 – Máquina térmica de Heron



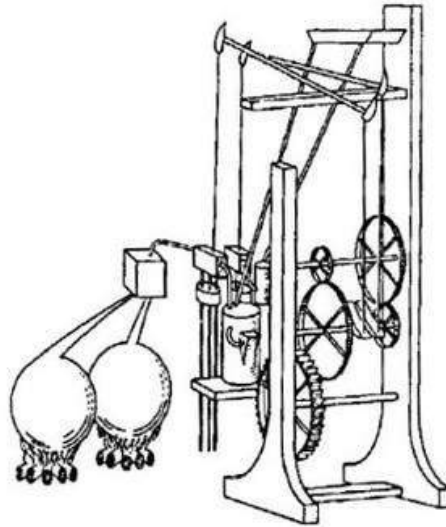
Fonte: Adaptado de Rolls-Royce (1996).

O equipamento consistia de um compartimento metálico preenchido com água que era conectado a uma esfera por meio de dois canais que se elevavam acima do nível d'água. A esfera metálica podia girar livremente por meio das conexões que possuía com os canais, e dela se prolongavam dutos em forma de "L", apontados em sentidos opostos. O funcionamento do equipamento era ativado quando a água armazenada no dispositivo era aquecida até chegar em sua temperatura de ebulição, já que a máquina era posicionada logo acima de uma fogueira. O vapor d'água era conduzido pelos canais e chegava no interior da esfera, escapando então pelos dutos. O diâmetro reduzido desses proporciona uma velocidade de escoamento maior do vapor, que por fim, gerava uma força de reação na esfera, fazendo-a girar. Este foi o primeiro invento de uma máquina a vapor que se tem registro na História, transformando energia de vapor em trabalho mecânico, utilizando o mesmo conceito de funcionamento da propulsão a jato, além de princípios de termodinâmica. A Máquina de Heron poderia ter proporcionado o início da Era das Máquinas a Vapor 16 séculos mais cedo na História, porém, em função da abundância de mão de obra escrava da época, dentre outros fatores, a Eolípila não passou de uma mera curiosidade ou atração.

Durante o Século XI, outro desenvolvimento tecnológico que remete aos conceitos de propulsão, viria com os Foguetes Chineses. Os foguetes utilizavam uma mistura de pólvora como propelente, misturada com outros componentes químicos, e colocada em tubos de bambu selados. Inicialmente eram utilizados como fogos de artifício. Mais tarde, houve a introdução dos foguetes em combates, e o desenvolvimento das chamadas setas de fogo, que consistiam em flechas propelidas por uma carga de pólvora. Estes artefatos eram usados como dispositivos de fragmentação e para amedrontar as tropas inimigas. Após o ano de 1300, houve um grande período de estagnação tecnológica, no que diz respeito à ciência da propulsão. Somente em meados do Século XX outros inventos viriam a surgir.

O primeiro acontecimento que pode ser considerado como mais direcionado ao aparecimento das turbinas a jato, foi a patente de um motor a gás estacionário, registrada por John Barber em 1791, na Inglaterra. A patente continha apenas um esboço do dispositivo e detalhava os princípios de funcionamento de uma turbina a gás. A máquina foi pensada por Barber inicialmente com a finalidade de drenar água de minas de carvão. Nunca foi construída por seu idealizador, porém serviria de base para projetos futuros, especialmente para o engenheiro norueguês Jens William Ægidius Elling em 1903. A Figura 4.2 ilustra o motor a gás criado por John Barber.

Figura 4.2 – Motor a Gás de John Barber.



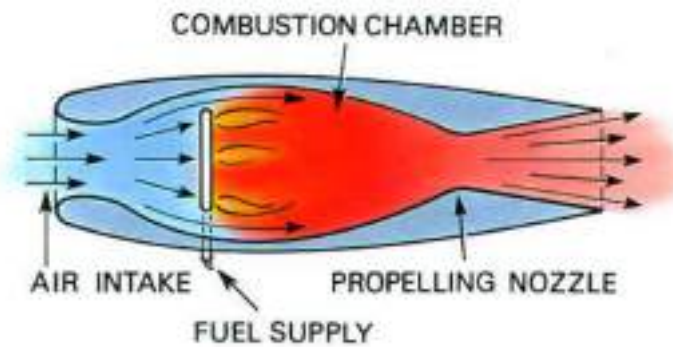
Fonte: Deutsch Museum (2015).

Segundo Almeida, Eyrosa e Ferreira (2008), o surgimento de um motor de propulsão a jato viável foi impulsionado a partir do desenvolvimento do motor a gás por Elling. Seu mecanismo conseguia gerar cerca de 8kW em seu ciclo de trabalho. No ano seguinte, realizou melhorias no design de sua máquina, conseguindo gerar até 33kW. A importância de seu invento para o progresso da propulsão a jato deu-se pela introdução dos compressores giratórios no funcionamento da máquina, potencializando o seu ciclo termodinâmico e incrementando sua eficiência. Da mesma forma, os compressores, pela função que desempenham no interior de um motor a jato, são componentes essenciais no funcionamento adequado dos motores a reação. O invento de Elling foi utilizado como base de estudo para engenheiros que futuramente iriam contribuir na evolução da propulsão a jato, tais como Frank Whittle e Hans Von Ohain. No ano de 1917 as primeiras patentes de propulsão a jato foram encaminhadas.

Segundo Rolls-Royce (1996), o primeiro sistema de propulsão a jato foi patenteado por René Lorin em 1913, batizado como Motor de Lorin. Na época, não era possível testar o invento ou construir um protótipo, em função da baixa tecnologia de confecção dos materiais e limitações nos meios de fabricação. Mesmo que um protótipo fosse construído, haviam muitas limitações para testes, como a falta de confiabilidade de operação, elevado custo, ausência de meios precisos para serem estudados e a baixa velocidade atingida pelos aviões da época, o que tornava ineficiente a instalação do motor. O Motor de Lorin serviu como base para a concepção do Motor *Ramjet* atual. A Figura 4.3 ilustra o motor de Lorin.

A partir de 1910 já existiam aviões que utilizavam motores híbridos, também conhecidos como termojetos, nos quais havia um dispositivo a pistão que movimentava uma espécie de ventoinha, auxiliando na compressão do ar para a mistura com combustível e

Figura 4.3 – Motor a Jato de Lorin.



Fonte: Adaptado de Rolls-Royce (1996).

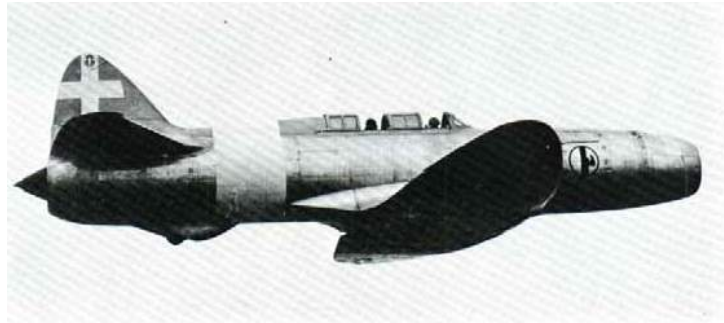
subsequente combustão. Os motores híbridos foram usados em aviões como o Coandă 1910, desenvolvido pelo engenheiro romeno Henri Coandă em 1910 e, futuramente, no bombardeiro Caproni Campini, construído pelo engenheiro italiano Secondo Campini em 1940. As Figuras 4.4 e 4.5 mostram os respectivos aviões. De certa forma, esses motores consistiam em tentativas de aumentar a performance dos veículos ao utilizar os incipientes conhecimentos de aerodinâmica e propulsão juntamente com os motores a pistão. Entretanto, todos esses aviões contradisseram as expectativas, tendo desempenho pior que os aviões convencionais.

Figura 4.4 – Coandă 1910.



Fonte: Adaptado de Petrescu e Petrescu (2013).

Figura 4.5 – Bombardeiro italiano Caproni Campini.



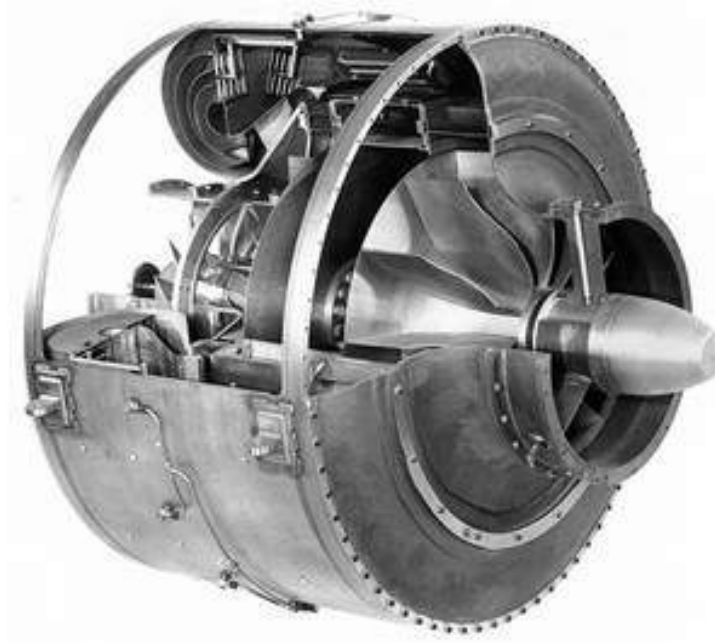
Fonte: Adaptado de Bishop (2002).

Por volta de 1930, os motores a pistão dos aviões já haviam sido aprimorados quase ao máximo, e os engenheiros aeronáuticos não conseguiriam mais, em um futuro próximo, melhorar o desempenho das aeronaves sem ter que realizar uma mudança radical nos componentes dos motores. Havia então, a necessidade de desenvolver tecnologias alternativas para que o progresso da aviação fosse contínuo. Nesse contexto, o motor a reação ganhou grande destaque, e diversos desenvolvedores começaram a trabalhar em seus próprios projetos. Daquelles que obtiveram resultados consideráveis, pode-se citar Frank Whittle e Hans Von Ohain.

Em 1932, Whittle obteve sua primeira patente em relação ao seu projeto de motor, e em 1937, sua equipe construiu um protótipo. Utilizando a tecnologia de compressores iniciada por Elling, seu motor era alimentado com combustível líquido e possuía a bomba de combustível acoplada ao motor. Porém, durante os testes, houve um problema com o controle da contenção de combustível, o qual continuou vazando para dentro do motor mesmo após ter o fluxo de alimentação interrompido, ocasionando em chamas. Por conta de não conseguir desenvolver uma vedação apropriada para o câmara de combustível, sua equipe acabou sendo ultrapassada pela de Ohain. Em 1935, Ohain iniciou o desenvolvimento de seu motor a jato na Alemanha.

O empresário Ernst Heinkel, um dos grandes nomes da indústria aeronáutica alemã da época, viu potencial na equipe de Ohain e no que haviam desenvolvido até então e começou a auxiliar o grupo no desenvolvimento do projeto. No ano de 1937, eles finalizaram seu primeiro motor, o He S 1, abastecido por hidrogênio. Mais tarde, o protótipo iria se desdobrar no He S 3, movido a gasolina, mostrado na Figura 4.6. Os testes iniciais com o novo equipamento foram promissores, abrindo caminho para os testes em voo. O He S 3 então foi instalado no avião Heinkel He 178 que, no dia 27 de Agosto de 1939, no aeródromo de Marienehe, foi o primeiro avião a jato civil do mundo a voar. A Figura 4.7 ilustra a aeronave.

Figura 4.6 – Motor a reação He S 3.



Fonte: Deutsch Museum (2015).

Figura 4.7 – Heinkel He 178.



Fonte: World War Wings (2017).

Apesar de terem sido superados pelos alemães, a equipe de Whittle continuou a aprimorar seu projeto. O Ministério do Ar do Governo Inglês, vendo o potencial do trabalho desenvolvido, começou a investir na Power Jets Ltda., companhia de fabricação de motores fundada por Whittle. Finalmente, os ingleses chegaram na versão operacional do motor, nomeado Power Jets W.1 (Fig. 4.8), em 1940. O motor foi instalado em um avião Gloster E28/39, e no dia 15 de maio de 1941 na base da RAF em Cranwell, ocorreu o primeiro voo de um avião a jato britânico. A aeronave pode ser visualizada na Figura 4.9.

Figura 4.8 – Motor a jato W.1.



Fonte: Smithsonian National Air and Space Museum (2017).

Nos primeiros testes, o motor He S 3 conseguia gerar 499 Kgf de empuxo (equivalente a 5 kN), enquanto o W.1 gerava 454 Kgf de empuxo (equivalente a 4 kN). É notável observar que ambos utilizavam compressores radiais para seu funcionamento. Em função das limitações na fabricação de materiais na época, as ligas metálicas utilizadas nos componentes das turbinas não possuíam resistência às altas temperaturas no interior do motor. Assim, a vida útil média dos primeiros motores a jato não passava de 25 horas de uso.

Figura 4.9 – Gloster E28/29.



Fonte: Smithsonian National Air and Space Museum (2017).

O motor a jato desenvolvido na Alemanha por Ohain, apesar de ter sido um grande avanço à tecnologia da época, apresentava certos empecilhos em sua mecânica geral, como o controle de velocidade do eixo do motor, o volumoso compressor que necessitava ser usado para gerar a potência para a aeronave, e problemas no direcionamento do fluxo de ar. Todos problemas no projeto foram solucionados quando o austríaco Anselm Franz, engenheiro com grande destaque por seu trabalho na área de motores de aeronaves na Junken Motoren, com experiência em turbocompressores, introduziu o compressor axial no projeto. A utilização do novo componente diminuía consideravelmente as dimensões radiais do motor e a área frontal da aeronave, além de distribuir melhor o peso do componente na estrutura do avião. Em detrimento da largura, o motor de compressor axial, batizado de Jumo 004 A, possuía um comprimento maior, em função do número de conjuntos de compressores intercalados com estatores, que precisavam ser utilizados para se obter um desempenho similar ao anterior. Porém o novo motor era muito pesado para ser carregado por uma aeronave, ademais, o racionamento de recursos na Alemanha durante a Segunda Guerra Mundial dificultava sua construção. Esses problemas foram resolvidos com a otimização do modelo A para o Jumo 004 B, ilustrado na Figura 4.10, mais leve que a versão anterior e utilizava um sistema de refrigeração mais eficiente. Também foi o primeiro motor a utilizar *afterburning*. A nova versão seria utilizada para equipar o caça Messerschmitt 262 Me (Fig. 4.11), em 1942.

Figura 4.10 – Motor a Jato Jumo 004 B.



Fonte: Smithsonian National Air and Space Museum (2017).

Figura 4.11 – Messerschmitt 262 Me.



Fonte: Adaptado de Bishop (2002).

Por conta do desempenho superior em comparação aos aviões de combate aliados, motor e avião foram produzidos em massa em 1944, em um esforço de guerra, porém já era tarde demais para trazer qualquer alteração ao curso do conflito. Além do 262, em 1943 surgiu o Arado Ar 234 (Fig. 4.12), o primeiro bombardeiro a jato da história, produzido pela Arado Flugzeugwerke, também utilizando o Jumo 004 B. O Messerschmitt 262 Me ficaria lembrado na história como o primeiro avião a jato de combate operacional, e após o fim da guerra, seu modelo seria usado como base para os americanos e soviéticos desenvolverem seus respectivos programas de propulsão a jato durante a Guerra Fria.

Figura 4.12 – Arado Ar 234.



Fonte: Smithsonian National Air and Space Museum (2017).

Após o término da Segunda Guerra Mundial, o mundo estava bipolarizado, sendo constituído majoritariamente por blocos que se alinhavam com as ideologias e interesses ou Norte-americanos ou Soviéticos. A Alemanha possuía um grande conjunto de cientistas e engenheiros que desenvolveram no país diversas tecnologias e estudos pioneiros para a época, além dos motores a reação. Por esse motivo, Estados Unidos e União Soviética tinham muito interesse em capturar o máximo possível destes intelectuais, para integrarem projetos tecnológicos de interesse próprio para esses países. Muitos dos cérebros alemães apanhados ao fim do conflito foram personagens fundamentais para várias conquistas científicas ao longo da segunda metade do Século XX, como Werner Von Braun para o Programa Espacial Americano e a ida do homem à Lua em 1969.

4.2 CONCEITOS FUNDAMENTAIS

Nesta seção, serão apresentados diversos conceitos fundamentais para a compreensão do assunto a que esse trabalho se refere de uma forma acessível. Assim, o conhe-

cimento disposto nas páginas seguintes pode servir ao leitor da mesma forma que serviu aos alunos desse projeto.

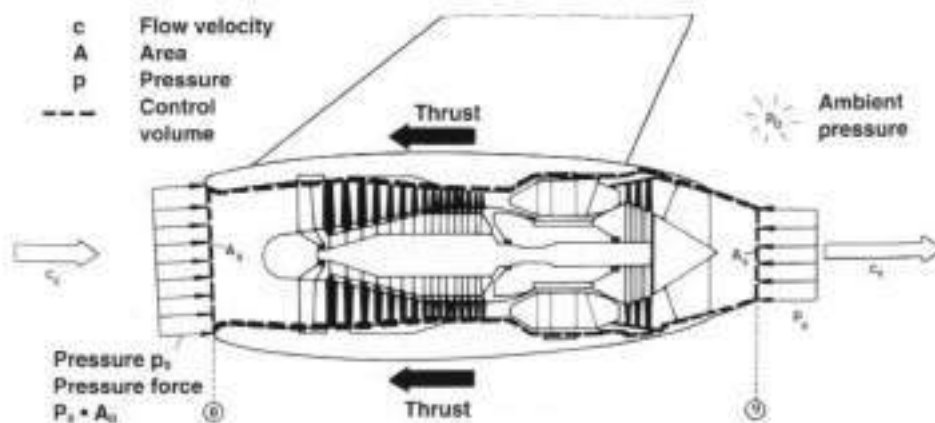
4.2.1 Teoria da propulsão

O princípio da propulsão advém da terceira lei do movimento formulada por Isaac Newton, a qual diz que para toda força que age em um corpo há uma reação oposta de igual intensidade obedecendo a mecânica clássica. Assim, ao “empurrar” o ar para trás, uma força de igual intensidade “empurra” o corpo para o lado contrário. De certa forma, o conceito de impulso está presente. De acordo com Hünecke (1997), a quantização do impulso depende da massa de fluido que percorre a turbina, além da velocidade de exaustão. Sabendo que o produto de uma massa (m) e da velocidade (\vec{v}) é definido como momento linear (\vec{I}) (ou quantidade de movimento), sempre que houver variação do momentum, uma força será gerada. Este conceito precede o princípio da propulsão, sendo comumente chamado de equação do impulso

$$\vec{I} = m \cdot \vec{v} \quad (4.1)$$

Para Hünecke (1997), a equação que descreve o impulso gerado pela turbina, pode ser relacionada com pressão na entrada (pressão externa) e na saída do fluido, além das respectivas áreas (Fig. 4.13).

Figura 4.13 – Ilustração do teorema do momento linear.



Fonte: Adaptado de Hünecke (1997).

Assim, após um volume de controle ser definido, a soma das forças que atuam nos limites do volume de controle deve ser realizada, restando, somente, determinar a variação temporal do momentum e igualar a esta soma. Então, a equação do impulso se torna, de

forma simplificada:

$$-T = \dot{m}(c_9 - c_0) + A_9(p_9 - p_0) \quad (4.2)$$

Onde o impulso (T) é definido por: vazão de massa (\dot{m}) multiplicando a diferença entre a velocidade de exaustão e admissão do ar ($c_9 - c_0$), somada com a área da seção de exaustão (A_9) multiplicando a diferença entre a pressão do ar de exaustão e admissão ($p_9 - p_0$).

4.2.2 Termodinâmica

Turbinas são, em classificação geral, máquinas de fluido. Uma máquina de fluido executa diversas trocas energéticas, convertendo um tipo de energia em outro. Ao trabalhar-se com máquinas ideais, supõe-se que essas trocas energéticas são feitas em sua integridade de uma energia para outra sem perdas, uma vez que o fluido de trabalho é ideal (não possui viscosidade), não há rugosidade nas paredes da máquina (a rugosidade é desprezada), as folgas são desconsideradas e o escoamento é perfeitamente tangencial às pás do rotor, não havendo descolamentos das superfícies de contato.

Porém, no que se trata de máquinas reais, essas trocas energéticas não são consideradas perfeitas, uma vez que todas as hipóteses ideais acima descritas não podem ser consideradas já que o líquido de trabalho possui viscosidade, as folgas não podem ser desconsideradas pois tornariam a construção inviável e as perdas energéticas são inevitáveis. Segundo Henn (2012), conhecer e entender essas perdas e processos como realmente ocorrem, confere ao projeto capacidade de estimar e controlar os mesmos, afim de obter o máximo desempenho do motor a ser construído e operado.

Para que se consiga compreender o funcionamento de cada sistema, é preciso primeiramente entender o sistema em si e como ele se comporta. Um sistema é o objeto do estudo, podendo ser simples como um parafuso, ou então mais complexo como um motor de avião.

4.2.2.1 Propriedades

Uma propriedade do sistema é uma característica macroscópica que pode ter uma atribuição numérica relacionada ao tempo, sem a necessidade do conhecimento anterior do sistema, como por exemplo: volume, temperatura, pressão e massa.

No estudo termodinâmico de sistemas, dois tipos de propriedade surgem para classificar da maneira mais precisa seus processos:

- Propriedades Extensivas: uma propriedade é chamada extensiva quando o seu valor para o sistema enquanto parte inteira, é igual a soma de todas as partes que se pode dividir esse sistema e que o compõe. Exemplo: massa.
- Propriedades Intensivas: uma propriedade é dita intensiva se seu valor numérico não depende da extensão do sistema e sim da posição, podendo variar segundo uma função do tempo e da posição, ao contrário das propriedades extensivas que variam apenas com a variável do tempo.

Outro conceito importante que se apresenta no estudo da termodinâmica é o equilíbrio, que não necessariamente é de forças, nesse tipo de análise, mas também mecânico, térmico, de fase e químico. Tal conceito ajuda a entender de que forma a energia que “entra” deve “sair” do sistema, para que esse esteja equilibrado e preencha os requisitos de projeto estipulados.

O equilíbrio ocorre quando os processos relacionados às propriedades intensivas do sistema, que estavam variando, cessam. No equilíbrio a temperatura é uniforme ao longo do sistema assim como a pressão (para casos onde a gravidade não é significativa a ponto de o gradiente de pressão ser decisivo no equilíbrio).

4.2.2.2 Trabalho

O trabalho (W) realizado por ou sobre um sistema é descrito por:

$$W = \int_{s_1}^{s_2} F \cdot ds \quad (4.3)$$

Segundo Moran e Shapiro (2013), um sistema realiza trabalho sobre suas vizinhanças se o único efeito sobre tudo aquilo externo ao sistema puder ser o levantamento de um peso. Convencionou-se que o trabalho é positivo quando realizado pelo sistema, e negativo quando realizado sobre ele.

4.2.2.3 Transferência de energia por calor

A transferência de energia em forma de calor pode ser descrita principalmente de duas formas: uma que depende da maneira como a transferência ocorreu e outra que só depende do estado inicial e final. Para as situações onde essa transferência depende somente dos estados inicial e final, o calor não sendo, portanto, uma propriedade, temos que:

$$Q = \int_1^2 \delta Q \quad (4.4)$$

Onde (1) e (2) sugerem a mudança de estado, de (1) para (2), já que não faz sentido calcular o calor em um estado, já que calor trata-se de um processo de transferência de energia.

Já para situações onde o calor torna-se uma propriedade, podemos calcular da seguinte forma:

$$Q = \int_{t_1}^{t_2} Q'(t) dt \quad (4.5)$$

4.2.2.4 Modos de transferência de calor

Existem três formas com as quais o processo de transferência de energia por calor ocorre:

- **Condução:** Ocorre em sólidos, líquidos e gases a partir da transferência de energia de partículas com mais energia para partículas com menos energia. Pela lei de Fourier temos:

$$\frac{dQ_x(t)}{dt} = -kA \frac{dT}{dx} \quad (4.6)$$

Onde $(\frac{dQ_x(t)}{dt})$ é a taxa de transferência de calor através de qualquer plano normal à direção x , sendo proporcional à área e ao gradiente de temperatura na direção x . Sendo (k) a condutividade térmica.

- **Radiação:** Resulta da mudança de configuração eletrônica dos átomos devido ao acúmulo de energia que é liberada na forma de fótons, sendo a energia carregada por ondas eletromagnéticas. Nesse caso, torna-se desnecessário um meio físico para o calor se propagar, diferentemente do processo de condução.

Uma forma modificada da Lei de Stefan-Boltzmann sugere que:

$$\frac{dQ_e(t)}{dt} = \epsilon \sigma A [T_b^4 - T_s^4] \quad (4.7)$$

Tal que a radiação depende da emissividade (ϵ) , da constante de Boltzmann (σ) , da área (A) e da diferença de temperatura das superfícies b e s (T_b, T_s) que são as superfícies envolvidas no processo.

- **Convecção:** A partir de uma diferença de temperatura (energia cinética), moléculas com diferentes energias acumuladas entram em movimento até que a energia se torne igualmente distribuída. Esse processo de transferência de energia na forma de calor é muito utilizados em processos de Engenharia. A taxa de transferência

de energia de uma superfície para o ar, por exemplo, pode ser calculada a partir da expressão empírica:

$$\frac{dQ_c(t)}{dt} = hA(T_b - T_f) \quad (4.8)$$

também conhecida como Lei de resfriamento de Newton, onde (h) é chamado de coeficiente de transferência de calor; (T_b) representa a temperatura de uma superfície sólida e (T_f) a temperatura de um fluido em movimento.

4.2.3 Mecânica dos fluidos

De forma geral, uma motor a reação é um elemento que sofre a ação de fluidos. Portanto, é necessário entendimento de conceitos nesta área.

4.2.3.1 *Escoamento permanente e transiente*

Segundo Hünecke (1997), o escoamento é considerado como permanente se os seus parâmetros se mantêm constantes durante o tempo em uma mesma seção arbitrária do duto analisado, todavia, podendo variar de seção para seção. Como exemplo, têm-se que em um motor a jato, em voo de cruzeiro, os parâmetros de fluxo são constantes. Conseqüentemente, em um escoamento transiente, os parâmetros variam em uma mesma seção durante o tempo, como na aceleração ou desaceleração.

4.2.3.2 *Massa de controle e volume de controle*

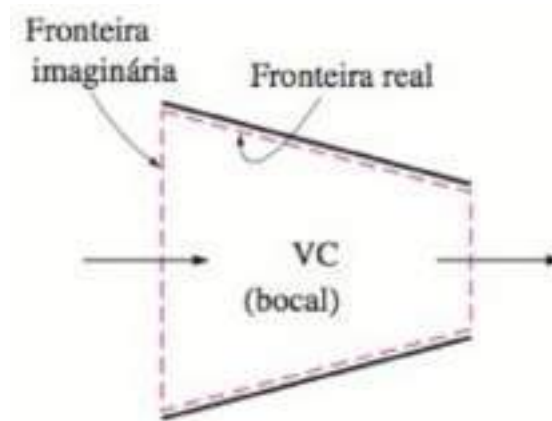
Um sistema é definido por uma quantidade de massa ou volume situado em uma região, delimitado por uma fronteira. Todo espaço fora dos limites da fronteira é denominado vizinhança.

Quanto aos sistemas, esses podem ser classificados como abertos ou fechados. Para os sistemas fechados, também chamados de massa de controle, adotamos uma quantidade fixa de massa que não varia independente de qualquer tipo de reação que ocorra. Desde o início até o final do experimento, a massa é constante. No caso de um sistema fechado, energias podem ser trocadas entre o sistema e a vizinhança na forma de calor ou trabalho. Caso não haja nem troca de massa nem troca de energia, o sistema é denominado isolado.

Um sistema aberto, também chamado de volume de controle, é normalmente um sistema que haja um fluxo de massa por entre duas seções. Temos como exemplos turbinas e compressores.

Para a análise do escoamento de ar que entra em um motor, por exemplo, deve-se manipular um volume de controle para esta função. De acordo com Çengel e Cimbala (2008), um volume de controle é selecionado propositalmente, como uma região arbitrária do espaço, para facilitar a análise. Assim, é possível obter uma simplificação dos cálculos, uma vez que este volume de controle pode ser fixo, seja no tamanho ou na forma. Um exemplo prático deste conceito é o volume definido para análise de um bocal de escoamento (Fig. 4.14).

Figura 4.14 – Volume de controle em um bocal.



Fonte: Adaptado de Çengel e Cimbala (2008).

Çengel e Cimbala (2008) afirmam: “A transferência total de massa para dentro ou para fora de um volume de controle durante um intervalo de tempo $\Delta(t)$ é igual à variação total da massa dentro do volume de controle durante o intervalo de tempo.” Dessa forma, têm-se que:

$$m_e - m_s = \Delta m_{VC} \quad (4.9)$$

onde (m_e) é a massa que entra no volume de controle, (m_s) a massa que está saindo e (m_{VC}) é a variação total do volume de controle. Esta equação também pode ser expressa na forma de taxas de variação, ou seja, a vazão de massa para dentro e fora do volume de controle, então:

$$\dot{m}_e - \dot{m}_s = dm_{VC}/dt \quad (4.10)$$

De uma forma geral, para sistemas fechados, a massa permanece constante independente do tipo de reação que ocorre. Já para volumes de controle, a constância da

massa não é mais válida, podendo a entrada e saída de matéria ser controlada.

4.2.3.3 Conservação do momento linear

O momento linear, ou momentum, é definido como o produto da massa e da velocidade de um corpo.

$$\vec{P} = m\vec{v} \quad (4.11)$$

Portanto, à partir da Segunda Lei de Newton, a taxa de variação do momentum em relação ao tempo é equivalente à força resultante que age sobre ele.

$$\vec{F} = \frac{d\vec{P}}{dt} = m\frac{d\vec{v}}{dt} \quad (4.12)$$

Assim percebemos que a força atuante em um sistema é o causador da variação do momento linear. Logo, se a força resultante que atua sobre o sistema é zero, há conservação do momento linear.

4.2.3.4 Conservação da energia

A lei que formaliza o conceito de conservação de energia é a 1ª Lei da Termodinâmica, lei que remete imediatamente ao cientista Lavoisier, que constatou que “na natureza, nada de se cria, nada se perde, tudo se transforma”. Há duas formas para a energia ser transferida de ou para um sistema fechado: calor ou trabalho. Segundo o princípio de conservação de energia, a energia trocada durante um processo em um sistema deve ser igual a variação de energia total do sistema. A equação que expressa esse princípio é:

$$\dot{E}_e - \dot{E}_s = dE_{VC}/dt \quad (4.13)$$

onde \dot{E}_e e \dot{E}_s são as taxas de transferência de energia para dentro e para fora do sistema, respectivamente, e dE_{VC}/dt é a taxa de variação total da energia dentro da fronteira do sistema. Para escrever essa mesma equação em função das equações de transferência de calor e trabalho em um sistema, temos:

$$\dot{Q}_{T,e} + \dot{W}_{T,e} = dE_{sis}/dt \quad (4.14)$$

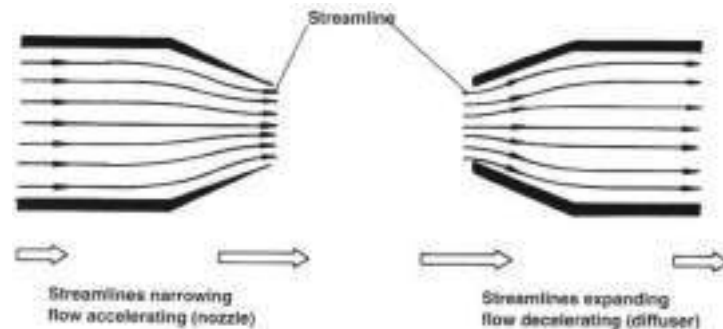
onde $\dot{Q}_{T,e}$ é a taxa total de transferência de calor do sistema, $\dot{W}_{T,e}$ é o trabalho total realizado no sistema e dE_{sis}/dt é a taxa de variação da energia total do sistema no tempo. Quando, em um volume de controle, há variação da massa total do sistema, também há

uma variação de energia.

4.2.3.5 Linhas e tubos de corrente

Linhas de corrente são retas que tangenciam o vetor velocidade instantânea de uma partícula (Fig. 4.15). Um local em que ocorrem aglomerados de linhas de correntes e possibilita a visualização do escoamento conforme uma variação de área é chamado de tubo de fluxo. Para uma redução da área da seção, as linhas tendem a se aproximar, enquanto que para um aumento, as linhas tendem a se afastar. Estes efeitos são chamados de convergência e divergência, respectivamente.

Figura 4.15 – Efeitos da contração e expansão das linhas de corrente.



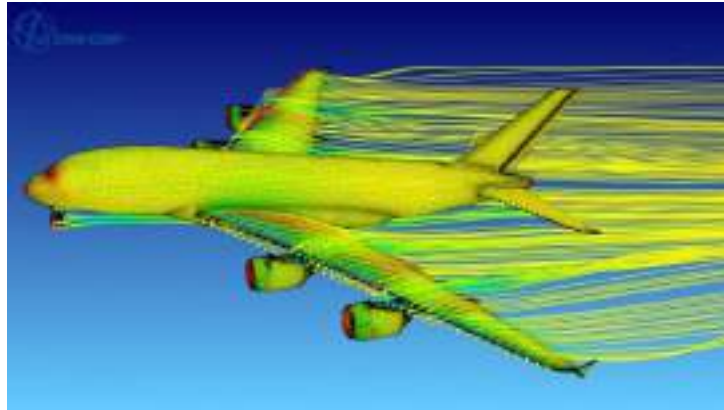
Fonte: Adaptado de Hünecke (1997).

A importância da visualização das linhas de corrente se dá pois elas remetem ao movimento que cada partícula faz no escoamento do fluido, já que seria impossível representar um movimento como o de todas as partículas que formam um fluido se deslocando. Seria da mesma forma difícil obter dados experimentais e visualizá-los mentalmente, ou traçar as linhas de corrente à mão, portanto engenheiros utilizam softwares de soluções numéricas capazes de montar um espectro geral do escoamento de um fluido. Esses softwares são comumente chamados de *Computational Fluid Dynamics* (Fig. 4.16).

4.2.3.6 Fluidos compressíveis e incompressíveis

Para Çengel e Cimbala (2008), um fluido é dito incompressível se a densidade permanecer aproximadamente constante em todos os pontos do fluido, assim, o volume do fluido permanece o mesmo. Para um fluido compressível, mais moléculas do fluido são compactadas em um determinado volume, quando comparado a uma mesma pressão aplicada em um fluido incompressível. Os gases são compressíveis, enquanto a água, por exemplo, é um fluido incompressível.

Figura 4.16 – Representação computacional do fluxo de ar ao redor de uma aeronave.

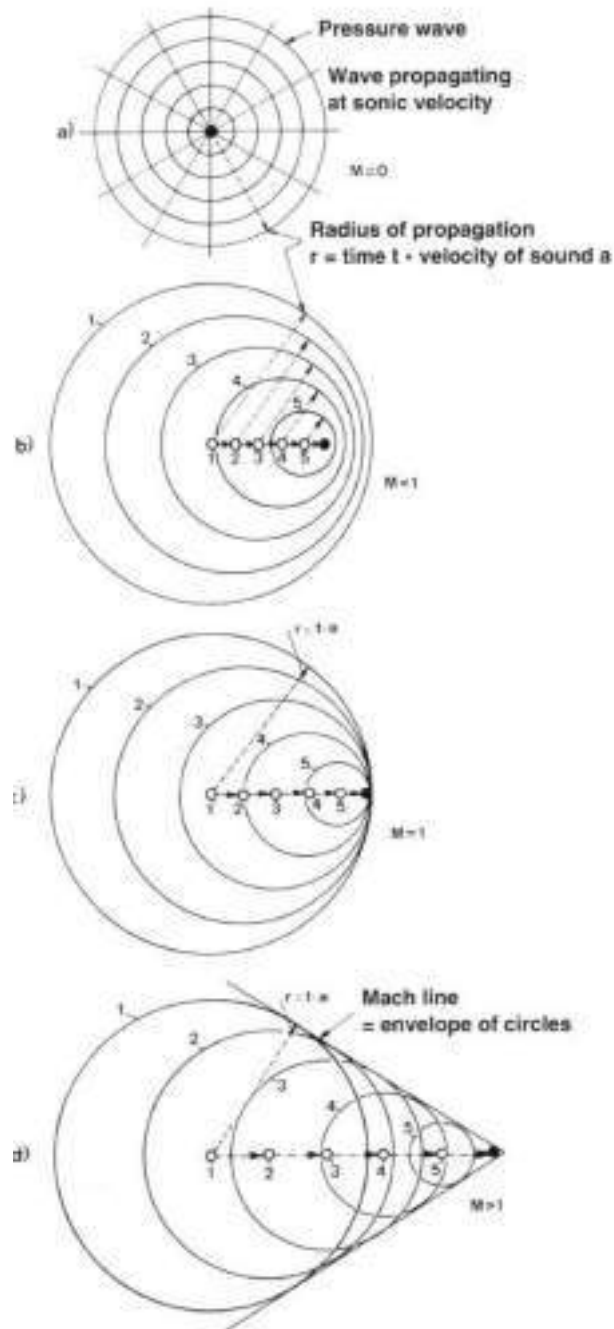


Fonte: Siemens (2017).

4.2.3.7 Ondas de pressão

Ao considerar ondas de som ou pressão sonora emanando de um ponto hipotético em intervalos regulares de tempo, tem-se a diferença básica entre fenômenos subsônicos e supersônicos (HÜNECKE, 1997). Para uma partícula estática no espaço, as ondas sonoras se propagam em esferas circulares em todas as direções, na velocidade do som (Fig. 4.17 (a)). Em um voo abaixo da velocidade do som, ocorrem deformações nas ondas, tornando-as esferas não concêntricas, em que a onda diretamente a frente do caminho de voo sempre estará a sua frente (Fig.4.17 (b)). Em Mach 1 (representa a velocidade relativa à velocidade do som, logo, Mach 1 equivale à velocidade do som), a aeronave “compete” com as ondas sonoras que produz (Fig. 4.17 (c)). Agora, para o caso acima da velocidade do som, (Fig. 4.17 (d)), todas as ondas criadas pela aeronave se interceptam com as previamente geradas, assim, para uma aeronave voando acima de Mach 1, sua posição está fora e a frente do campo de ondas, em todas as posições sucessivas. O campo de ondas acima da velocidade sonora cria uma superfície cônica, chamado de Cone de Mach. Quaisquer distúrbios de voo da aeronave estão nesta região, e somente nela.

Figura 4.17 – Propagação das ondas de pressão em números de Mach 0(a), Mach < 1(b), Mach = 1 (c) e Mach > 1 (d).



Fonte: Adaptado de Hünecke (1997).

4.2.3.8 Choque de compressão

Segundo Hünecke (1997), um fluido compressível, sob certas condições, pode alterar seu estado de forma abrupta. Devido ao gradiente de pressão gerado por ondas excedendo a velocidade do som, um fenômeno chamado explosão sônica (*sonic boom*), em que um som próximo ao de uma explosão é emitido. Devido sua intensidade, caças

que possam viajar à velocidades muito altas não devem sobrevoar certos locais. O choque de compressão acompanha a explosão sônica, em que o escoamento dos fluidos funciona de forma diferenciada devido a sua alta velocidade. De certa forma, o nariz da entrada de ar deve ser um cone reto, a fim de manter a pressão total em voo supersônico, onde a utilização de superfícies arredondadas causaria maior arrasto.

4.2.4 Resistência mecânica e térmica

De forma a suportar todos os fenômenos, sejam eles internos ou externos, um dos principais desafios é balancear os custos, viabilidade de produção e a resistividade do material. Assim, faz-se necessário entendimento a respeito de resistência mecânica e térmica. Para este projeto, contudo, os conceitos e definições aqui abordados não terão caráter definidor, pois, não haverá combustão no protótipo inicial, bem como não há necessidade de resistir a altas pressões e estresses mecânicos intensos.

4.2.4.1 Efeitos da temperatura na turbina

Em um motor a jato funcional, os materiais utilizados devem possuir uma grande resistência a altas temperaturas, uma vez que na câmara de combustão as temperaturas podem se elevar, na maioria dos casos, em até 1700 °C. Dessa forma, um conceito importante é o da Capacidade Calorífica que, de acordo com Callister (2008), indica a habilidade de um determinado material absorver calor de sua vizinhança. Em outras palavras, é a quantidade de energia necessária para produzir um aumento unitário de temperatura. Portanto, buscando a viabilidade térmica, o material deve possuir uma capacidade calorífica elevada, sendo necessário uma maior quantidade de calor para variar a temperatura do composto. Não obstante, outro conceito de importância na concepção de um motor a reação, é a expansão térmica. De forma a resistir às pressões internas e externas que está submetido, o material deve expandir suficientemente, todavia, não deve sofrer deformação plástica. Assim, o princípio dos coeficientes de expansão, que mensuram as variações nas dimensões do material, indicam que maiores fatores de expansão são desejáveis mesmo que buscando aliar essa característica à resistência à deformação plástica.

4.2.4.2 Resistência Mecânica

Uma motor a jato está submetida a diversos esforços internos e externos. Por exemplo, o ar que entra no compressor é comprimido a pressões muito altas, que atuam

tensionando as regiões internas. Dessa forma, é necessário que os materiais tenham grande resistência mecânica, quanto a tração e torção, a fluência, fadiga, entre outros. De acordo com Callister (2008), os materiais possuem um defeito linear específico, visto somente através de um microscópio, chamado discordância. As discordâncias, estão em movimento sobre os planos cristalográficos (planos que residem os átomos), porém, ao bloquear o caminho destas discordâncias, uma tensão é gerada, cujo objetivo é resistir a tensões externas aplicadas, assim, ao bloquear o movimento das discordâncias, a resistência mecânica do material aumenta. Dessa forma, os materiais devem ter um maior número de discordâncias, visando resistir às altas pressões que estão submetidas as câmaras, lâminas e estruturas.

4.3 TIPOS DE MOTORES A JATO

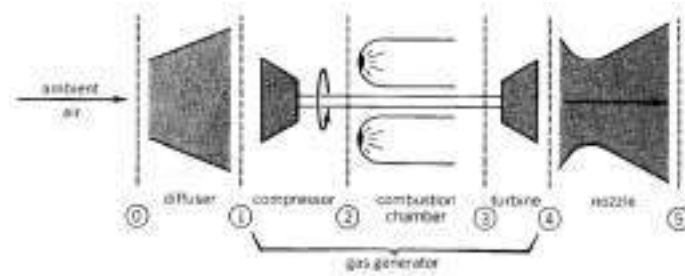
Os motores a jato são utilizados em diversos setores, desde os massivos motores a gás industriais até os motores foguete usados em mísseis e em veículos espaciais. Para o presente trabalho, o foco será nos três principais conjuntos de motores a reação utilizados na aeronáutica: Turbo Jato (Jato Puro), Turbo Fan e Turbo Hélice. Os três conjuntos básicos de motor ainda podem ser subdivididos em diversos outros tipos de motores a jato de acordo com modificações mecânicas que sofreram e inovações aeroespaciais que surgiram ao longo do tempo.

4.3.1 Turbo-jato

De acordo com Bathie (1996), um motor turbo-jato pura é composto, basicamente, por uma entrada de ar, um compressor, uma sala de combustão, uma turbina e um exaustor (Fig. 4.18). De forma geral, o ar que adentra a admissão é comprimido a altas pressões ao passar por um compressor. Logo, sofre um processo de combustão em que os gases da queima se expandem e escapam em direção à turbina. A turbina, por sua vez, possui como função rotacionar o eixo que move o compressor, retroalimentando o sistema para reabsorção do ar externo. No exaustor, devido a redução na área da secção de escape, os gases aumentam ainda mais sua velocidade na chamada garganta (região com a menor área).

Para motores de alta potência aplicados nas aeronaves que - geralmente - utilizam o regime supersônico, um outro componente primordial é adicionado. O chamado *afterburner* (pós combustor) é o responsável por completar a queima dos gases que já percorreram todo o ciclo, em que ignitores são posicionados imediatamente após a saída da turbina para isto, entretanto, o tubo de saída é consideravelmente mais extenso se comparado a

Figura 4.18 – Esquema dos componentes de uma turbina turbo-jato.



Fonte: Adaptado de Bathie (1996).

um motor sem pós-combustor. Em aeronaves comerciais, a utilização deste tipo de motor a jato se tornou raro. Com o desenvolvimento de novas tecnologias como a *turbofan*, este tipo é utilizado somente em casos específicos, como para aeronaves militares de alta potência. Exemplo deste uso, são os motores J58 da Prattney & Whitney, utilizados nas aeronaves SR-71 (Fig. 4.19) da família Blackbird.

Figura 4.19 – Aeronaves SR-71 Blackbird.



Fonte: Lockheed Martin (2017).

Para esta aeronave em especial, a engenharia embarcada nos impulsores foi desenvolvida imensamente em pouco tempo. Uma vez que a necessidade de uma aeronave que voasse a altas altitudes e com velocidades muito grandes se mostrou um desafio para a engenharia da época. Todavia, mesmo com alguns atrasos na entrega, os motores J58 (Fig. 4.20) foram satisfatoriamente aplicados.

4.3.2 Turbofan

Os motores do tipo *turbofan* (Fig. 4.21) possuem uma ventoinha responsável pela admissão do ar. Porém, a principal diferença de um *turbofan* se comparada a um turbojato puro está na presença de um duto externo ao gerador de gás. Este duto, chamado de canal de *bypass*, é responsável por guiar o ar impelido pela *fan* por toda a carenagem intermediária e posteriormente expelido pelo exaustor.

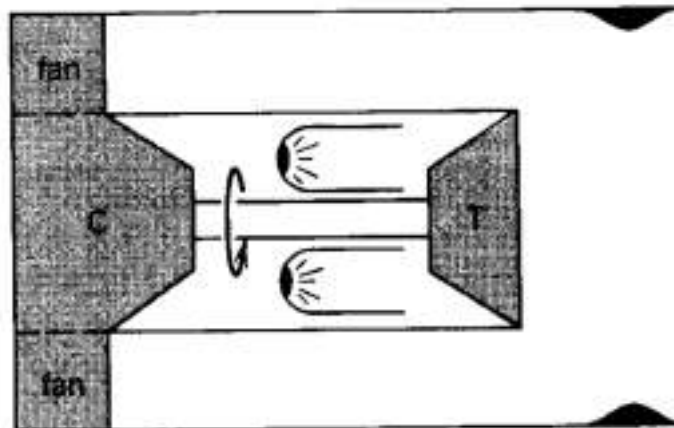
O ar de *bypass*, segundo Hünecke (1997), é responsável por até 80% do impulso

Figura 4.20 – Motor turbo-jato J58.



Fonte: Museu Nacional da Força Aérea dos EUA (2017).

Figura 4.21 – Conceito de motores Turbofan



Fonte: Adaptado de Bathie (1996).

total gerado pela turbina. De certa forma, o ar frio, como é chamado, é relativamente menos ruidoso do que uma *turbojet* e de menor consumo. Entretanto, as dimensões desse motor tendem a ser superiores quando comparado a outros, uma vez que necessita de uma grande admissão de fluido por sua *fan*.

Após ser admitido pela *fan*, o ar que não segue pelo duto de *bypass* é guiado para o interior do gerador de gás, ou núcleo do motor. Aqui, o funcionamento é semelhante a um turbojato puro, já que nada mais é do que um acoplamento de dois tipos de motores.

Após o ciclo de compressão e expansão, o ar de *bypass* pode encontrar o ar quente que está saindo pelo gerador. Alguns modelos não utilizam este encontro, porém, isso acarreta em uma perda de rendimento da turbina caso a mistura seja instável.

Um exemplo expressivo no cenário internacional é o motor *turbofan* modelo General Electric CF6 (Fig. 4.22), fabricado pela empresa americana General Electric. Esse

é um dos motores *turbofan* de grande porte mais bem sucedidos da história da aviação civil mundial. Ele é usado em larga escala para impulsionar dois grandes e respeitados produtos do mercado de aviação comercial, o Boeing 767 e o Airbus A330.

Figura 4.22 – Turbina GE CF6.



Fonte: Adaptado de Smithsonian National Air and Space Museum (2017).

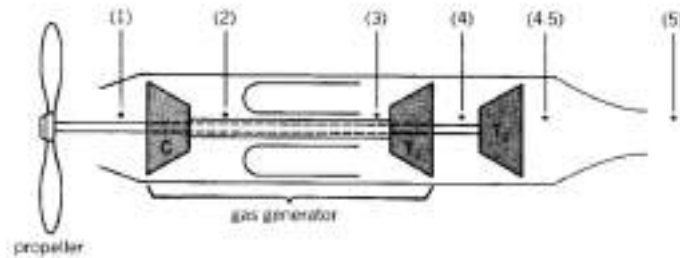
4.3.3 Turbo-hélice

Motores a jato dos tipos *turbojet* são ideais para regimes sob altas velocidades, entretanto, para atividade de decolagem e pouso, a pista necessária é extensa. Apesar da intensidade de operação, os *turbojets* possuem um custo reduzido de manutenção com alta força, tendo isso em vista, o conceito de turbohélice (*turboprop*) foi desenvolvido, de forma a unir um motor a reação a um propulsor. Segundo Bathie (1996)), um *turboprop* é constituído de uma hélice propulsora, um sistema de redução de velocidade e um motor a jato acoplado (Fig. 4.23). O ar que é admitido através da hélice é comprimido pelos compressores, expandido pela combustão e expelido através da turbina. A turbina por sua vez, retroalimenta o sistema, através da rotação pelo ar expelido, isto faz com que a hélice seja acelerada pelo eixo da turbina.

Ao passo que um motor turbo jato impõe uma mudança de momentum muito grande para uma massa de ar pequena, os motores turbo-hélice transmitem uma pequena variação no momento linear a uma massa de ar relativamente grande. Segundo (BATHIE, 1996), a hélice de um turboprop é capaz de gerar até 90% do impulso total do motor.

De forma geral, motores movidos a hélice, são aplicados em situações onde a velocidade máxima da aeronave é baixa, uma vez que sob condições de alto fluxo de ar, o

Figura 4.23 – Esquema dos componentes de uma motor turbo-hélice.



Fonte: Retirado de Bathie (1996).

rendimento cai imensamente. Além disso, a pista de decolagem requerida por uma aeronave equipada com este motor é pequena, logo, são utilizados em aeronaves táticas onde estes fatores são importantes. Exemplo disso, são as aeronaves C-130 da família Hercules (Fig. 4.24). Esta aeronave, devido a sua importância estratégica, deve ser capaz de pousar e decolar em distâncias relativamente curtas. Entretanto, sua velocidade de cruzeiro não excede 540 km/h, dessa forma, foram adotados quatro motores Allison T56.

Figura 4.24 – Aeronave C-130.



Fonte: Retirado de Lockheed Martin (2017).

Um caso peculiar de motores *turboprop*, são as chamadas *turboshaft*, que consiste em uma pequena variação na redução de velocidade, que pode ser direcionada para a perpendicular do corpo do avião. Este impulsor é extensamente utilizado em helicópteros, ou em casos especiais, como as aeronaves V22 Osprey (Fig. 4.25)

4.4 COMPONENTES E PARTES

Da mesma forma que foi exposto a história de motores a reação e conceitos necessários para entender o seu funcionamento, também é fundamental que se entenda cada componente de um motor a jato. Para isso, foi escrito de forma sucinta as características e como funcionam as principais partes de um motor a reação.

Figura 4.25 – Aeronave V22 Osprey.



Fonte: Boeing (2017).

4.4.1 Entrada de ar

De forma resumida, um motor a jato é composto por três partes: entrada de ar, aceleração do fluxo e saída de ar. Nas regiões de aceleração do fluxo de ar podem haver compressores, responsáveis por aumentar a pressão do fluido e combustores, que liberam energia calorífica para o fluido. Após os processos de aceleração e queima, o responsável pela liberação do fluido acelerado de forma controlada é a região da saída de ar.

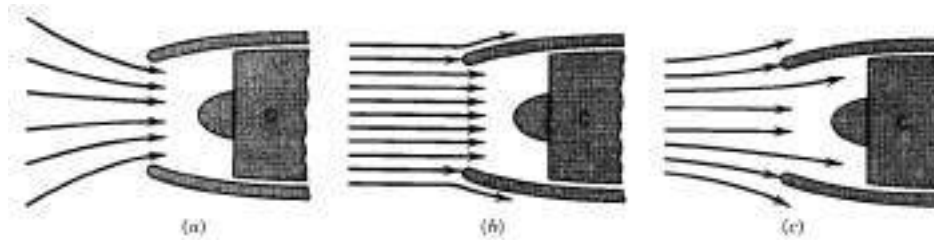
4.4.1.1 Entrada de ar subsônica

Segundo Bathie (1996), o principal problema ao projetar admissões de ar subsônicas reside na distorção do fluxo de ar que entra pelo admissor até o compressor, ou seja, em alguns tipos de motores, devido a presença de outros equipamentos que causam interferência no fluxo próximo à entrada, podem ocorrer turbulências e perdas de pressão total. Além disso, a velocidade do fluxo altera a forma de recepção do ar nas entradas, como demonstrado na Figura 4.26, em uma operação estática (Fig. 4.26 (a)) o fluxo difere de uma operação sob alta velocidade (fig 4.26 (C)).

De acordo com Hünecke (1997), uma situação de particular importância é o caso de decolagem, em que motor a jato se encontra sob grande estresse, entregando o máximo impulso possível. Nesta situação, o ar precisa ser acelerado até o ponto que o compressor requer. Dessa forma, a entrada de ar atua como um elemento de atração do gás externo, em que até mesmo o ar que está atrás das dobras da carenagem é sugado para o seu interior (Fig. 4.26 (a)).

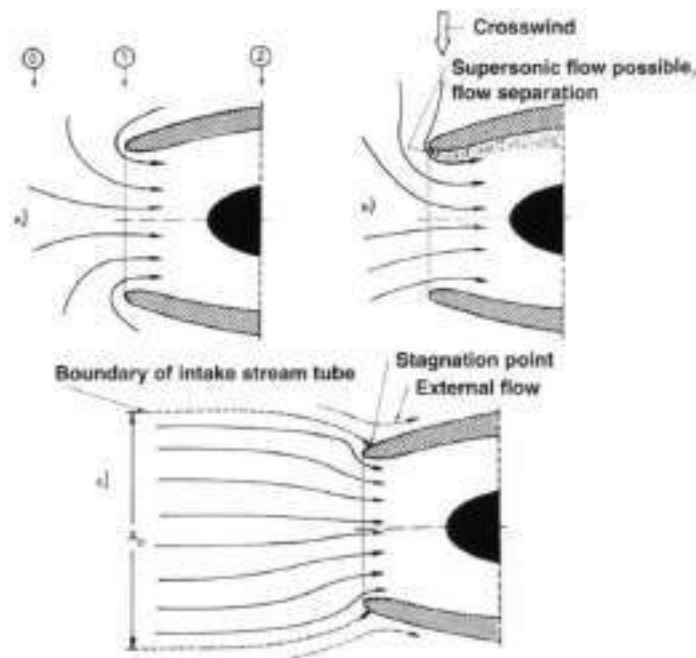
Devido a este efeito, o ar sugado pelos arredores deve realizar uma curva de percurso muito grande, o que facilita a separação do fluxo. Entretanto, fluxos separados tendem a diminuir o desempenho. Para contornar tal problema, é indicado que as curvas das

Figura 4.26 – Entrada de ar sob operação estática (a), velocidade baixa (b) e alta velocidade (c)



Fonte: Adaptado de Bathie (1996).

Figura 4.27 – Campo de fluidos em operação estática (a), estática com *crosswind* (b) e baixa velocidade de voo (c).



Fonte: Adaptado de Hünecke (1997).

bordas da carenagem sejam arredondadas, visando diminuir a intensidade da curva.

Outra fonte de problemas para o desempenho dos motores, quanto à entrada de ar, é o chamado contra-vento (*crosswind*). Este fenômeno impõe uma grande quantidade de estresse para a aeronave, para o piloto e para o motor a reação de forma semelhante. Basicamente, ventos dessa escala elevam muito a velocidade do fluxo que adentra a admissão de ar, em alguns casos, a velocidade pode exceder a velocidade do som, causando grande separação de fluxo de ar que entra no compressor. Nestes casos, algumas aeronaves são restritas a usar toda potência dos motores para evitar danos eventuais. De acordo com Hünecke (1997), os principais fatores que devem ser levados em consideração para otimizar o design da entrada de ar são: o arrasto gerado pela cobertura do motor e suas

bordas, que correspondem a cerca de 3% do arrasto total da aeronave e o peso, que afeta diretamente seu desempenho.

Segundo Callister (2008), o chamado compromisso entre as propriedades deve ser firmado, buscando adaptar o conceito à situação. Assim, deve-se priorizar alguma das propriedades em detrimento de outra, todavia, mantendo o princípio básico, que é prover um fluxo com a menor turbulência e maior pureza possível.

4.4.1.2 Entradas de ar supersônicas

Para um fluido em movimento com velocidade superior a do som, os fenômenos que ocorrem diferenciam daqueles no regime subsônico. Neste caso, o motor a jato deve ser capaz de operar satisfatoriamente nos dois regimes, desde a decolagem, voo com velocidades reduzidas e sob altas velocidades além de boa performance sob diversas pressões e temperaturas.

Apesar do regime supersônico, o ar que adentra o compressor ainda deve ser mantido em regime subsônico para o ideal funcionamento do motor a reação. Diante disso, o propósito da entrada de ar é a redução da velocidade do fluxo, para que o ciclo seja de melhor desempenho. De acordo com Hünecke (2003), os números de Mach devem estar em torno de 0,4 e 0,7 para o funcionamento ideal do compressor, ainda assim, a pressão total deve ter quedas mínimas. Um dos principais equipamentos responsáveis pela redução da velocidade do fluxo é o difusor, comumente chamado de *stator vane*, ou varas estatoras, que serão abordados posteriormente.

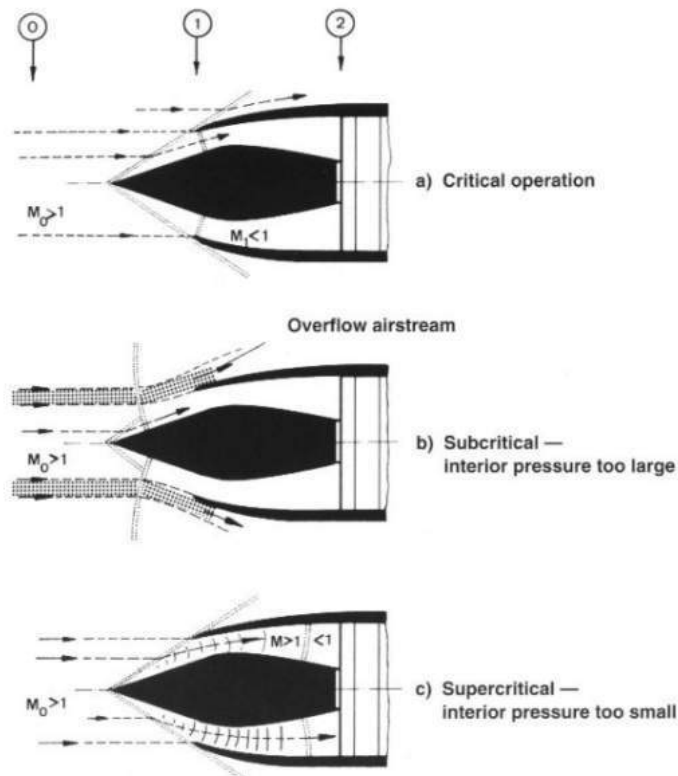
Outro fator determinante no projeto de uma entrada de ar supersônica está na concepção do nariz (*nose cone*), que possui como função desviar, reduzir a velocidade e aumentar a pressão do fluxo de ar. Todavia, alguns formatos e angulação do cone podem desviar exageradamente o fluxo, causando o chamado *overflow* (Fig. 7.14 (b)), em que o fluido desvia por fora da entrada, causando uma pressão alta demais no interior, ou, uma quantidade exagerada de volume de ar adentra no gerador de gás e a pressão interior se torna muito baixa para operação (Fig. 7.14 (c)).

4.4.2 Compressores

Como já dito anteriormente, foi a introdução de compressores dinâmicos em motores a jato que possibilitou a geração de energia superior à necessária para sustentar somente o próprio movimento dos componentes do motor.

O compressor é um componente que otimiza o funcionamento dos motores a reação. Este equipamento é responsável por aumentar a pressão do ar de admissão através

Figura 4.28 – Características do cone difusor de ondas de choque. (a) Operação crítica, (b) Subcrítica e (c) Super crítica.



Fonte: Adaptado de Hünecke (1997).

de lâminas em rotação, que exercem forças no ar que flui por entre as pás. Ao final do segmento de compressão, o gás está com energia armazenada em forma de pressão muito maior em relação ao gás admitido inicialmente nos compressores. Em seguida, a massa de ar à alta pressão é conduzida para a câmara de combustão, para que possa ganhar ainda mais energia na forma de calor.

Os compressores podem ser caracterizados em dois tipos: axial ou radial, de acordo com o direcionamento que impõem ao fluxo de ar.

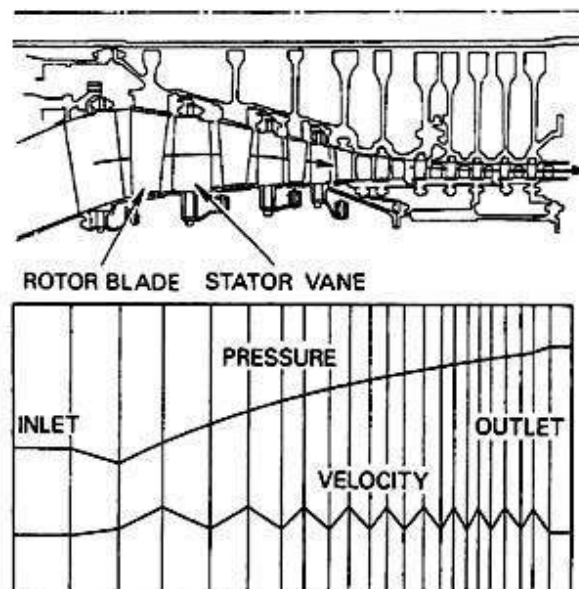
4.4.2.1 Compressor axial

Consiste em uma série de discos laminados que comprimem o fluxo de ar no motor na mesma direção do eixo do rotor. De uma maneira geral, as lâminas giratórias do compressor produzem um grande aumento da pressão total do ar ao passar por elas, convertendo energia mecânica em energia de pressão. Porém, muito do aumento da pressão está relacionado também com o aumento da velocidade do gás, não somente ao aumento da pressão estática, já que a rotação das lâminas do compressor transfere energia ciné-

tica ao ar. Como o que se busca na fase de compressão é o aumento da pressão estática, lâminas estacionárias (*stator vanes*) são adicionadas após cada segmento de lâminas do compressor para diminuir velocidade do ar, e conseqüentemente sua pressão cinética, e transformar essa velocidade em pressão estática.

O compressor axial é composto de vários estágios, onde cada um corresponde a um disco de compressor com o estator que o segue. Esse processo é repetido várias vezes, pois ocorrem somente pequenos acréscimos na pressão do ar quando o gás passa por um estágio. Ao final do processo de compressão, a combinação de multi-estágios atua para que o ar esteja com uma pressão estática muito maior em relação ao gás recém admitido na câmara de compressão. A Figura 4.29 ilustra o arranjo dos componentes no interior do compressor axial.

Figura 4.29 – Disposição dos componentes ao longo do compressor axial.

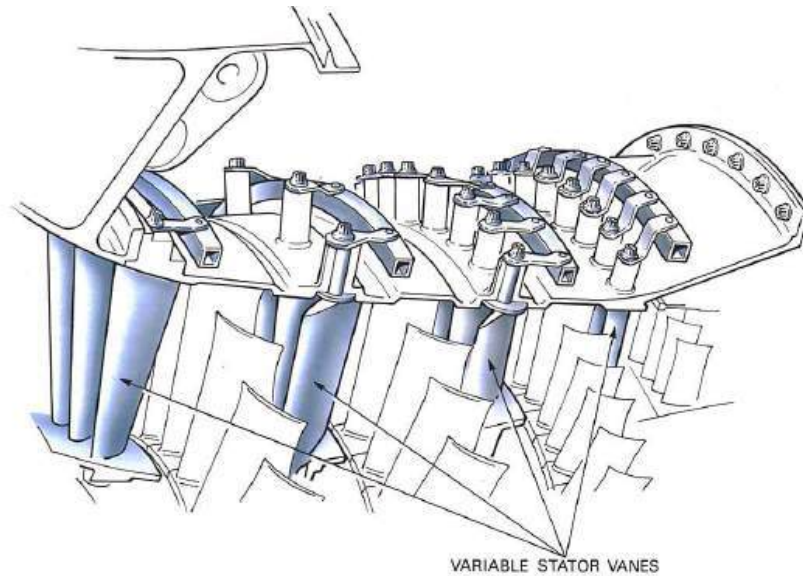


Fonte: Rolls-Royce (1996)

O conjunto de lâminas do compressor é organizado de forma que há uma redução gradativa da área entre as lâminas e o eixo do rotor, necessário para manter constante a velocidade do fluxo de ar conforme avança pelo gerador de gás - em função da maior densidade do fluido resultante da compressão. Essa redução de área pode ser feita com o afunilamento da caixa do rotor ou o aumento do diâmetro em torno do eixo. Esta mudança de geometria também pode ser visualizada na Figura 4.29. Há ainda mecanismos de controle para o ângulo dos estatores, mostrado na Figura 4.30. Este sistema age para auxiliar no funcionamento mais eficiente dos compressores em função da velocidade da aeronave. O conjunto final de estatores ajuda a corrigir a turbulência do gás antes de entrar na câmara de combustão.

A etapa de compressão em um motor a jato pode ser realizado por um ou mais

Figura 4.30 – Mecanismo de variação angular dos estatores.



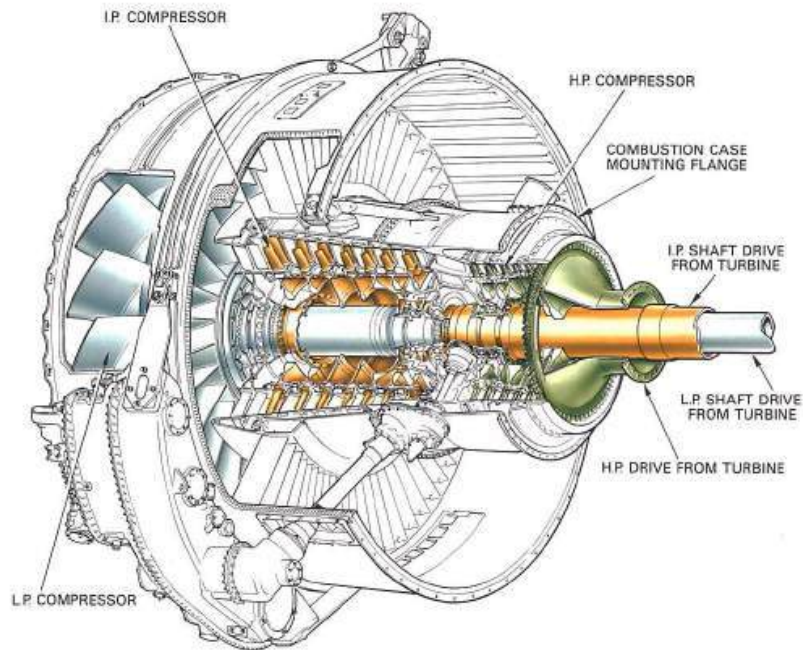
Fonte: Rolls-Royce (1996)

conjuntos de compressores, onde cada conjunto possui seu respectivo eixo de rotor pelo qual rotaciona. Os motores a jato podem ser classificados de acordo com a quantidade de conjuntos de compressão que possuem, podendo ser *single-spool* (conjunto único de compressor, com um mesmo eixo de rotor) ou *multi-spool* (pelo menos dois conjuntos de compressores, com eixo central composto de dois ou mais eixos de rotor). Nos motores *multi-spool*, cada conjunto de compressão é denominado de acordo com a pressão do gás durante a operação. Por exemplo, um motor de dois estágios (*twin spool*) terá um compressor de baixa pressão seguido por um compressor de alta pressão, enquanto que um de três estágios (*triple spool*) terá um compressor de baixa pressão, pressão intermediária e alta pressão.

Os eixos de rotor dos compressores possuem diâmetros e comprimentos diferentes, sendo que o compressor de baixa pressão rotaciona pelo eixo de menor diâmetro e longo. A utilização de vários eixos é necessária para que cada compressor rotacione em velocidades distintas e direções distintas, de forma a realizar a compressão do gás de forma adequada. As dimensões dos eixos dos demais compressores aumentam diametralmente conforme a pressão característica de gás em determinado conjunto é maior. Os eixos de rotor estão inseridos uns nos outros, como novamente podemos observar na Figura 4.31.

A utilização de multi-estágios como ocorre nos compressores axiais, permite o melhor controle do fluxo de ar no funcionamento do motor, o que resulta na melhor eficiência da máquina e em economia de combustível, parâmetros dificilmente alcançados com o emprego de compressores radiais.

Figura 4.31 – Motor Turbofan de três estágios.



Fonte: Rolls-Royce (1996)

4.4.2.2 Compressor radial

Os compressores radiais comprimem e direcionam o fluxo de ar em uma direção perpendicular ao eixo do rotor. Para isso, é composto por dois conjuntos de lâminas distintas: *impellers* (impulsores) e *diffusers* (difusores). Os impulsores estão dispostos radialmente na superfície do disco de compressão, em uma ou em ambas as faces da peça, e criam passagens convergentes para o fluxo de gás. A Figura 4.32 ilustra a distribuição dos impulsores no disco do compressor.

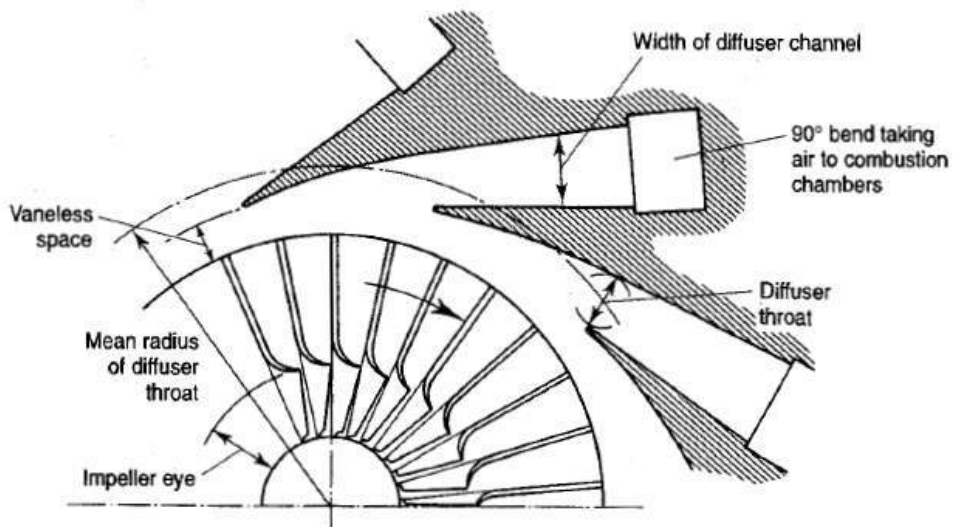
Figura 4.32 – Impulsores.



Fonte: Rolls-Royce (1996)

Segundo Rolls-Royce (1996), durante a operação do motor, o ar de *intake* é acelerado e comprimido radialmente pela alta rotação fornecida pela turbina, sendo direcionado aos difusores. Estes consistem em lâminas estáticas dispostas em torno dos impulsores, e criam passagens divergentes para o ar acelerado até o estágio seguinte do motor. A orientação das lâminas é calibrada de forma que elas estejam alinhadas com a direção resultante das linhas de corrente de gás ao abandonar os impulsores, como mostrado na Figura 4.33.

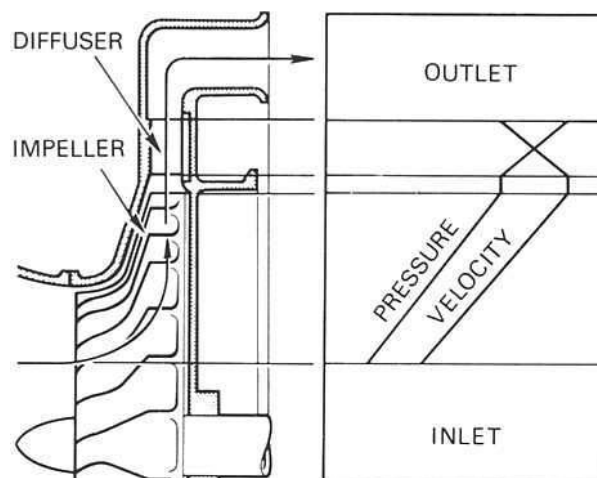
Figura 4.33 – Posicionamento entre impulsores e difusores no sistema de compressão radial.



Fonte: Cohen, Rogers e Saravanamuttoo (2001)

O posicionamento adequado entre os dois conjuntos de lâminas é um fator de grande importância, caso contrário pode causar turbulência e vibrações indesejadas no disco de compressão, prejudicando o funcionamento do motor. Sua finalidade é converter parte da energia cinética do gás em pressão estática, de forma análoga às *stator vanes* nos compressores axiais. Em muitos casos, o projeto do compressor radial é desenvolvido de forma que metade da pressão estática total é obtida nos impulsores e outra metade nos difusores. A relação de acréscimo na velocidade e pressão da massa de ar quando é deslocada ao longo do sistema de compressão radial é mostrada na Figura 4.34.

Figura 4.34 – Mudanças de velocidade e pressão do fluxo de ar ao longo da compressão.



Fonte: Rolls-Royce (1996)

Realizando um comparativo entre os dois tipos de compressores (axiais e radiais), cada um possui seus prós e contras. De acordo com Rolls-Royce (1996), os compressores radiais possuem funcionamento mais simples, o que reflete nas facilidades de produção, projeto e baixo custo. Como visto anteriormente, essas características demonstram a razão de terem sido os primeiros a surgirem historicamente. Porém, são desenvolvidos como peças maciças para o motor e possuem grande dimensionamento radial - em relação à dimensão longitudinal, para efetuarem o desempenho desejado. Sendo assim, concentram muita massa em um determinado ponto da estrutura do avião. Compressores axiais possuem funcionamento mais complexo e demandam maior investimento financeiro e de tempo para desenvolvimento, porém são mais eficientes. Equiparando um compressor axial e radial com a mesma área frontal de admissão, o axial consome maior quantidade de gás e é capaz de comprimir o fluido com maior taxa de pressão, gerando ao fim do processo maior força de empuxo. As maiores taxas de pressão, o motor consegue operar com menos combustível necessário para gerar uma determinada quantidade de empuxo, assim o emprego de compressores axiais atualmente é visto na maior parte das aeronaves modernas, enquanto motores com compressão radial são utilizados majoritariamente em aviões com motores reduzidos, onde a compactabilidade do compressor radial é um fator atrativo.

4.4.3 Câmara de combustão

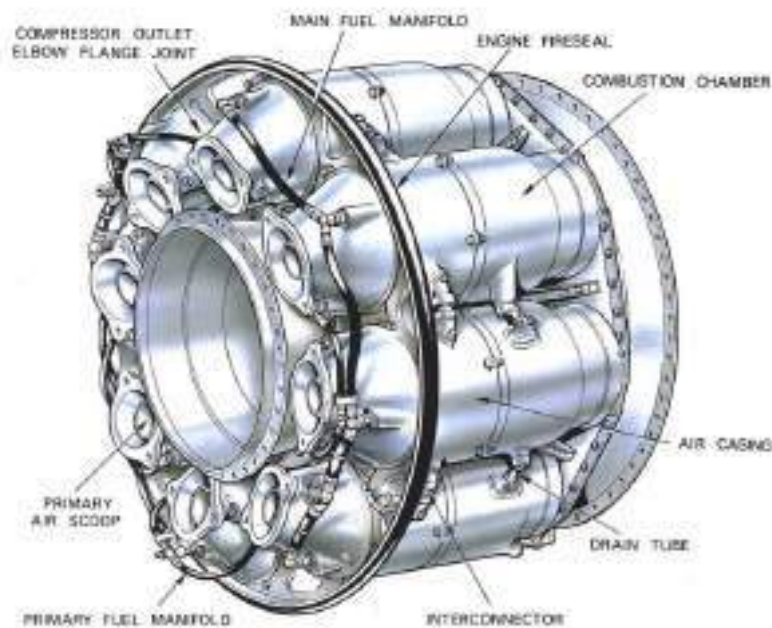
Após a admissão do ar, o fluido sob alta pressão passa por um processo de combustão. O objetivo desta etapa é concentrar ainda mais energia no gás comprimido, elevando sua temperatura, propiciando assim uma excelente conversão de temperatura e pressão do gás em velocidade na seção de exaustão, que será posteriormente comentada. Para tanto, existem diferentes tipos de câmaras de combustão, cada uma com determinadas características.

As condições ideais do ar de admissão na câmara de combustão são: baixa velocidade, alta pressão e alta temperatura. Assim, tem-se uma maior paridade e eficiência na queima. Todavia, o fluido expelido pelo compressor ainda está sob altas velocidades, dessa forma, é necessário um difusor na entrada da câmara, responsável por regular a velocidade que o ar é inserido na câmara. Segundo Hünecke (1997), o ar misturado com o combustível de forma eficiente melhora a distribuição do campo de temperatura, entretanto, com perdas na pressão total.

4.4.3.1 Múltipla ou can

De acordo com Rolls-Royce (1996), estas salas de combustão são comumente utilizadas em compressores do tipo radial e antigos motores axiais. As câmaras estão dispostas ao redor do motor, onde cada câmara realiza combustão individual, entretanto, todas são interligadas permitindo que as chamas se propaguem entre as câmaras. Estes interconectores atuam como pacificadores da pressão, equalizando a pressão em todas as salas. A Figura 4.35 ilustra uma câmara de combustão do tipo múltipla.

Figura 4.35 – Câmara de combustão múltipla.



Fonte: Rolls-Royce (1996)

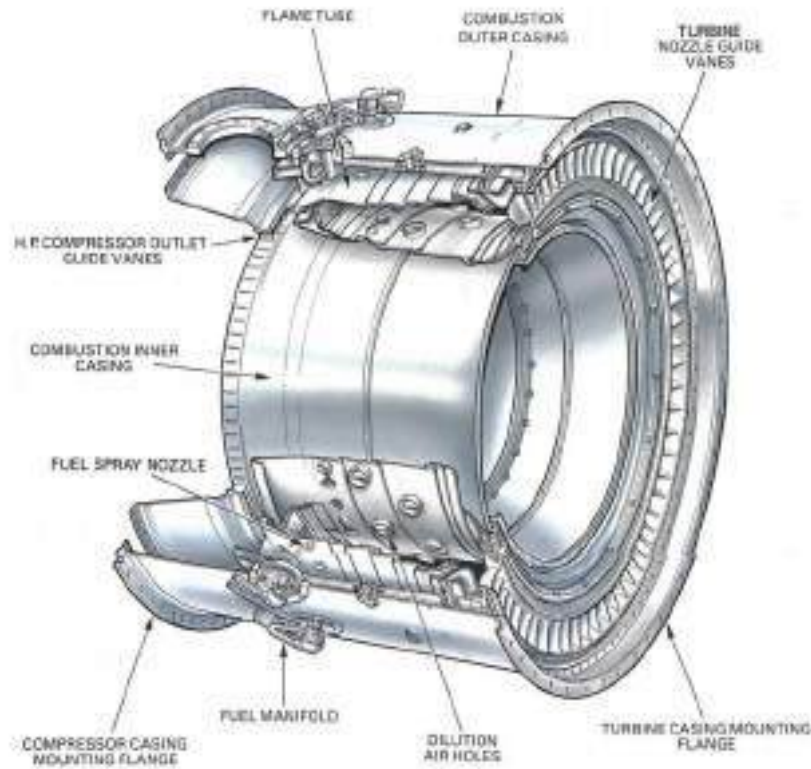
O ar é guiado para as seções através de um desvio que conecta as câmaras ao compressor, guiando-o para a mistura de ar atmosférico comprimido e combustível. Após isso, uma fagulha é desprendida através de um ignitor, que inicia o processo de combustão dentro da câmara.

Para Bathie (1996), as câmaras do tipo *can* são geralmente de maior comprimento, devido o seu diâmetro limitado, mas possibilitam uma manutenção com maior facilidade, uma vez que cada câmara pode ser retirada e inspecionada. Entretanto, devido a fatores como má utilização do espaço e variação da temperatura de queima, não são mais utilizadas na aviação comercial e militar.

4.4.3.2 Anular

As salas de combustão do tipo anular (Figura 4.36) possuem um conceito mais eficiente e básico quando comparadas as do tipo *can*. Em geral, são compostas de um tubo concêntrico onde ocorre o processo de combustão, iniciada por um ignitor.

Figura 4.36 – Câmara de combustão anular.



Fonte: Rolls-Royce (1996)

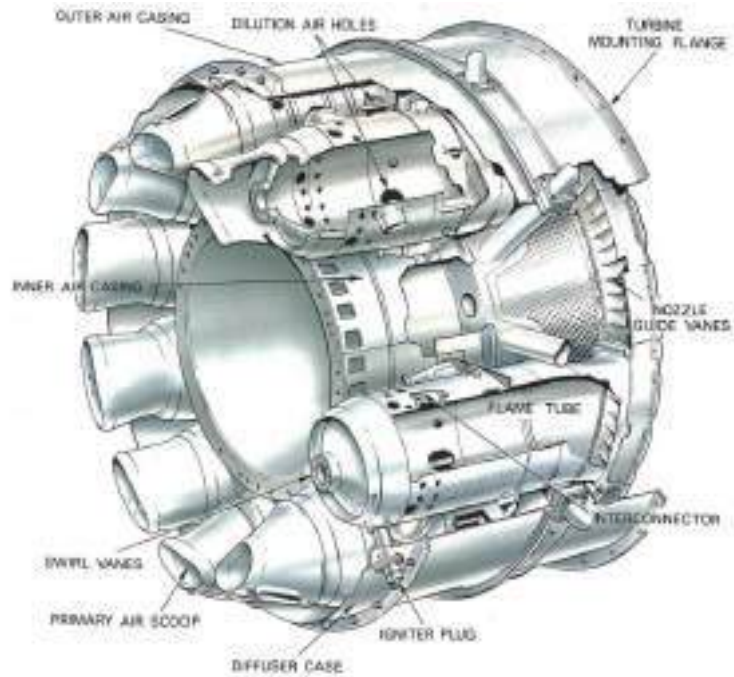
De acordo com Hünecke (1997), estas câmaras propiciam uma redução de até 25% no peso em relação às salas do tipo múltiplo, além da regularização da pressão devido sua forma de circunferência. Entretanto, é mecanicamente mais frágil, e para devida manutenção, uma grande porção da turbina deve ser desmontada.

4.4.3.3 Tubo-Anular

Para Rolls-Royce (1996), as câmaras tubo-anulares (Figura 4.37) preenchem o vazio evolutivo entre as câmaras *can* e anulares. De certa forma, são um misto entre as duas, sendo compostas de câmaras separadas ao redor de uma sala de combustão anular.

Segundo Bathie (1996), a principal vantagem deste tipo é a maior resistência estrutural se comparada às câmaras anulares, além de maior facilidade na manutenção.

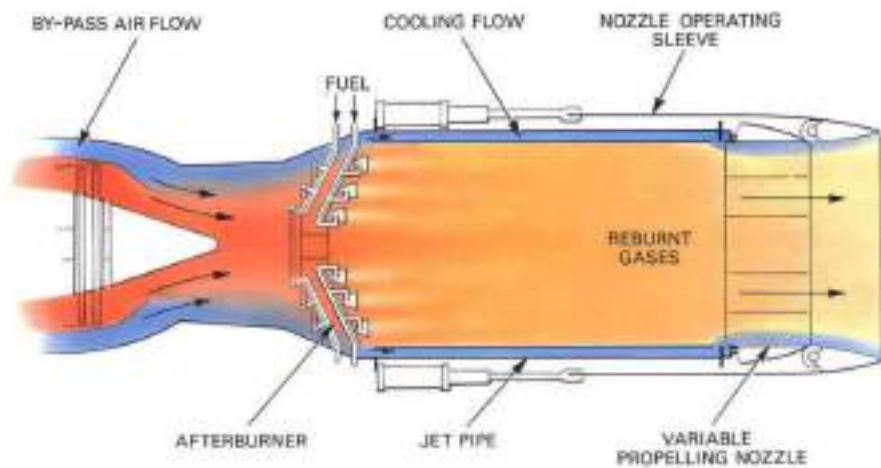
Figura 4.37 – Câmara de combustão tubo-anular.



Fonte: Rolls-Royce (1996)

Para motores a jato de maior potência, uma segunda combustão é realizada, chamada *Afterburn* (Figura 4.38), onde o ar comprimido, queimado e expandido sofre uma segunda mistura com combustível e explode novamente antes da exaustão.

Figura 4.38 – Afterburn.



Fonte: Rolls-Royce (1996)

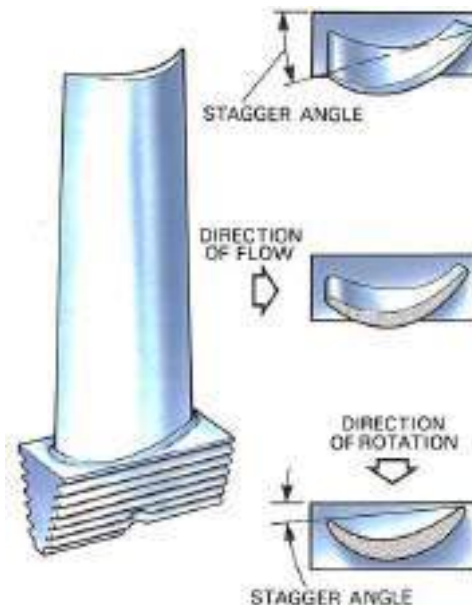
4.4.4 Turbinas

De acordo com Rolls-Royce (1996), as turbinas estão localizadas diretamente após as câmaras de combustão e tem a principal função de transmitir energia, na forma de torque, aos compressores. Em motores do tipo *turbofan* ou turbo hélice, a turbina também é responsável por garantir a movimentação dos componentes de admissão de ar. Até mesmo os sistemas da aeronave são abastecidos pelo conjunto de turbinas.

Após a ignição da mistura de ar e combustível, ocorre uma violenta queda de pressão e aceleração na saída das câmaras de combustão, além de altas temperaturas na faixa de 850 a 1700 graus celsius. Desse modo, o conjunto de turbinas é submetido a altos estresses durante o funcionamento.

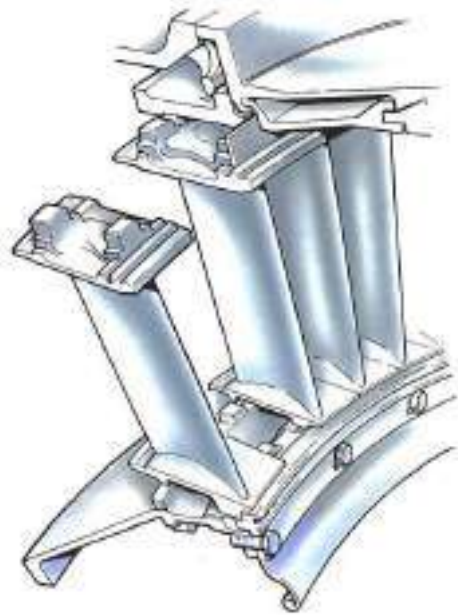
A organização dos componentes do conjunto de turbina, da mesma forma como ocorre no compressor axial, consiste de uma disposição multi estágios, onde cada estágio é relativo a um disco laminado móvel seguido por um conjunto radial de guias estacionárias (similar às *stator vanes*). Estes dois elementos possuem formato aerodinâmico, de forma a contribuir com a movimentação da massa de ar gradualmente acelerada até a saída do motor. Desta forma atuando também em prol da quantidade de empuxo gerado e da conversão de energia para os compressores e hélices. O multi-estágio empregado nos conjuntos das turbina é importante para anular ao máximo qualquer tipo de turbulência que possa vir a surgir no movimento do gás, assim regulando o fluxo na direção axial e melhorando a geração de empuxo. As Figuras 4.39 e 4.40 mostram, respectivamente, a geometria das lâminas da turbina e guias estacionárias:

Figura 4.39 – Geometria das lâminas dos discos de turbina.



Fonte: Rolls-Royce (1996)

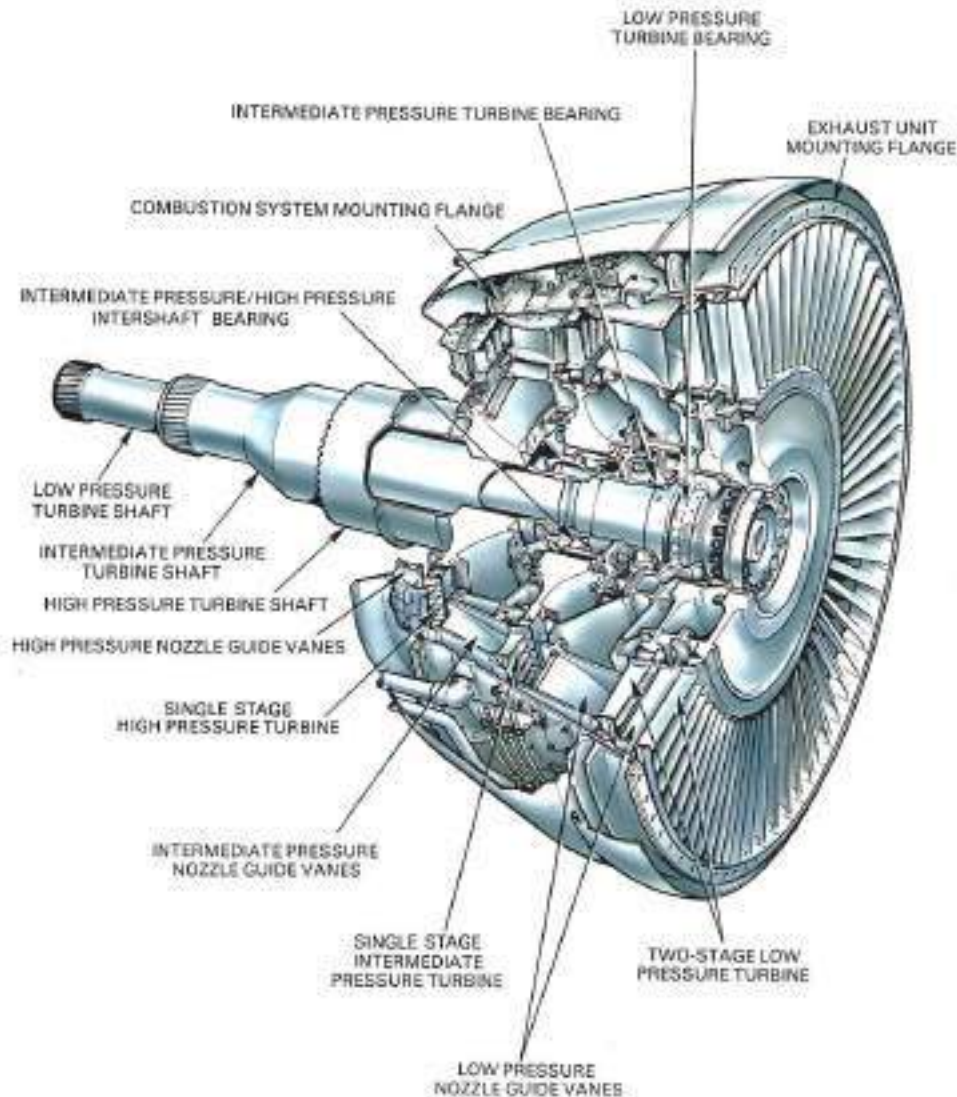
Figura 4.40 – Geometria das guias estacionárias.



Fonte: Rolls-Royce (1996)

Cada conjunto de turbina compartilha o mesmo eixo que um determinado conjunto de compressores, e é identificado de acordo com a pressão do gás em seu percurso pelo motor. Como a massa de gás é gradualmente acelerada após a etapa de combustão, a turbina de alta pressão fica localizada logo em sequência das câmaras de combustão, seguida pela turbina de baixa pressão, considerando um motor *twin spool* (dois estágios). Em motores *triple-spool*, há ainda um conjunto de turbina de pressão intermediária após o conjunto de alta pressão. Na Figura 4.41 é possível observar a disposição de cada eixo conectado aos discos da turbina.

Figura 4.41 – Disposição dos conjuntos de turbina em seus respectivos eixos.

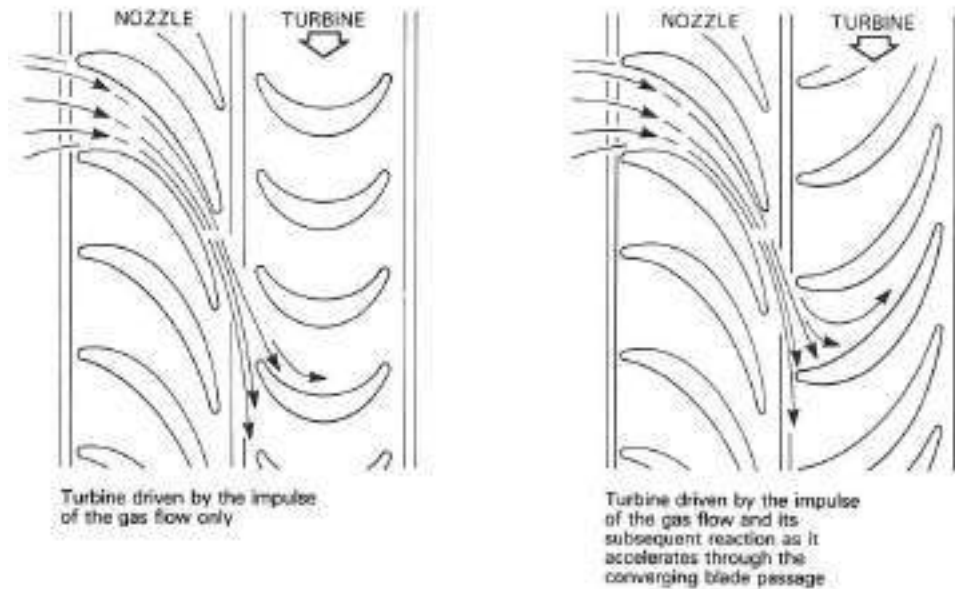


Fonte: Rolls-Royce (1996)

Existem três tipos de turbinas: turbinas de impulso, de reação e impulso-reação. No primeiro tipo, o formato convergente das guias estacionárias efetua a queda de pressão no fluxo de ar e aumento de sua velocidade, seguido pelo impulso dado pela movimentação das lâminas do disco da turbina. Em turbinas de reação, as guias são utilizadas somente para alterar o direcionamento do massa de gás, e decréscimo da pressão é feito pelas lâminas da turbina. Durante o processo, a expansão do gás gera uma força de reação nos discos da turbina, em função de disposição convergente das lâminas. Finalmente, temos a turbina do tipo impulso-reação, que consiste no emprego mútuo de guias estacionárias e lâminas de turbina com geometria convergente. A Figura 4.42 ilustra o comparativo de funcionamento e componentes entre uma turbina de impulso e de impulso-reação. O torque aplicado à turbina está relacionado à taxa de variação da massa de gás e de sua energia conforme se desloca pelos discos da turbina. Atualmente, praticamente todos os

aviões empregam turbinas deste tipo.

Figura 4.42 – Comparação entre turbina tipo impulso e de tipo impulso-reação.



Fonte: Rolls-Royce (1996)

4.4.5 Sistema de exaustão

A turbina é responsável por transmitir o torque necessário ao eixo do compressor e acessórios, como geradores e bombas de óleo. Uma porção da energia transferida pela expansão do gás é utilizada para essas funções, enquanto a energia restante é utilizada para o impulso. Dessa forma, a função do sistema de exaustão é converter a energia potencial do gás em energia cinética, que impulsiona a aeronave.

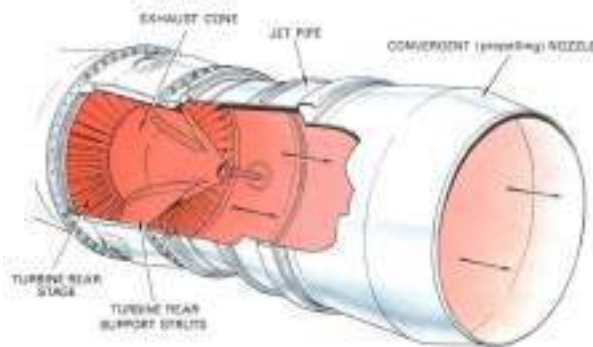
Em um exaustor de turbina, a conversão da energia é realizada por meio de uma variação geométrica do percurso do fluido, de forma a condensar ou expandir o caminho do mesmo. Os bocais que condensam as linhas de fluxo são ditos convergentes, enquanto o alargamento é realizado por exaustores divergentes.

Os bocais podem ter área variável ou área fixa. O primeiro caso é utilizado em aeronaves de alto desempenho, onde o impulso pode ser controlado pela abertura da área. Em aeronaves comerciais, o exaustor de área fixa é mais utilizado, devido a menor complexidade na sua construção.

4.4.5.1 Bocais convergentes

Em um bocal do tipo convergente (Figura 4.43), os gases são comprimidos em uma região chamada garganta, onde a área por onde o fluido escoar é menor que o seu caminho anterior. Dessa forma, há um acréscimo na pressão do fluido, compactando-o à um volume menor. Estes bocais são utilizados em regime subsônico, entretanto, podem ser aplicados à regimes supersônicos de velocidade reduzida.

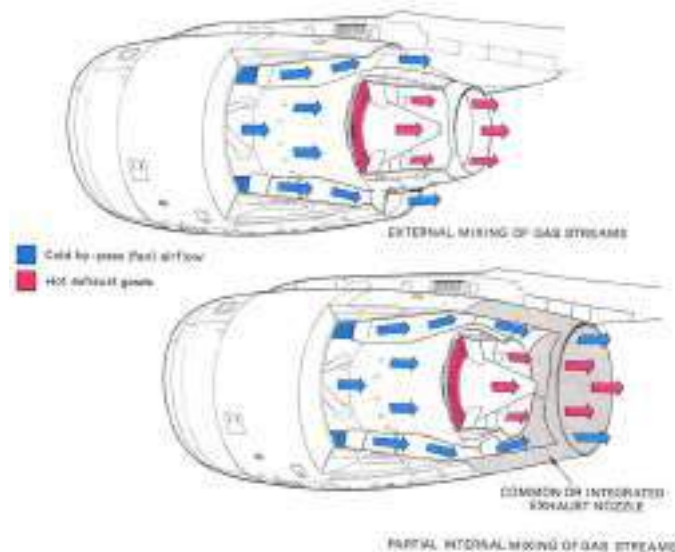
Figura 4.43 – Exaustor de bocal convergente.



Fonte: Rolls-Royce (1996)

Segundo Hünecke (1997), uma vez que a pressão externa é menor que a interna, a velocidade de escape tende a aumentar com uma redução da área da secção até um limite, chamado de operação crítica. Para o ar de *bypass* em uma *turbofan* (Figura 4.44), o exaustor pode ligar os dois fluxos de ar (quente e frio), ou funcionar como exaustor para os dois separadamente. As aeronaves atuais utilizam o conceito de *highbypass*, onde o fluxo de ar frio e quente não se encontram antes do terminal, elevando as razões de *bypass*.

Figura 4.44 – Tipos de exaustores em um motor Turbofan.



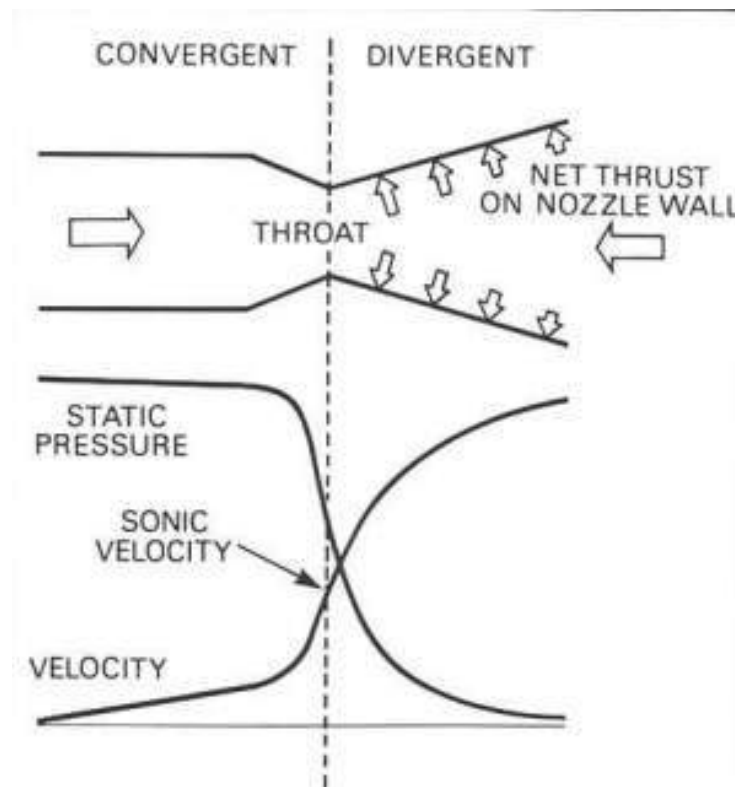
Fonte: Rolls-Royce (1996)

4.4.5.2 Bocais convergente-divergentes

Para altas velocidades, o tipo ideal de exaustão são os dutos convergente-divergente. Nesses, existe uma variação geométrica que reduz a área do bocal e logo em seguida há um aumento na área. Neste caso, os gases expandem de forma controlada e rápida, propiciando uma maior eficiência.

Segundo Rolls-Royce (1996), enquanto o ar passa pela seção convergente do exaustor, a velocidade do gás aumenta, enquanto há uma queda na pressão estática. Na medida que o ar sai da seção convergente e entra na seção divergente, a velocidade aumenta progressivamente até a saída. Como resposta desse aumento da velocidade, forças são produzidas no interior das paredes dos exaustores. O funcionamento desse tipo de exaustor pode ser visualizado na Figura 4.45.

Figura 4.45 – Reações em um exaustor convergente-divergente.



Fonte: Rolls-Royce (1996)

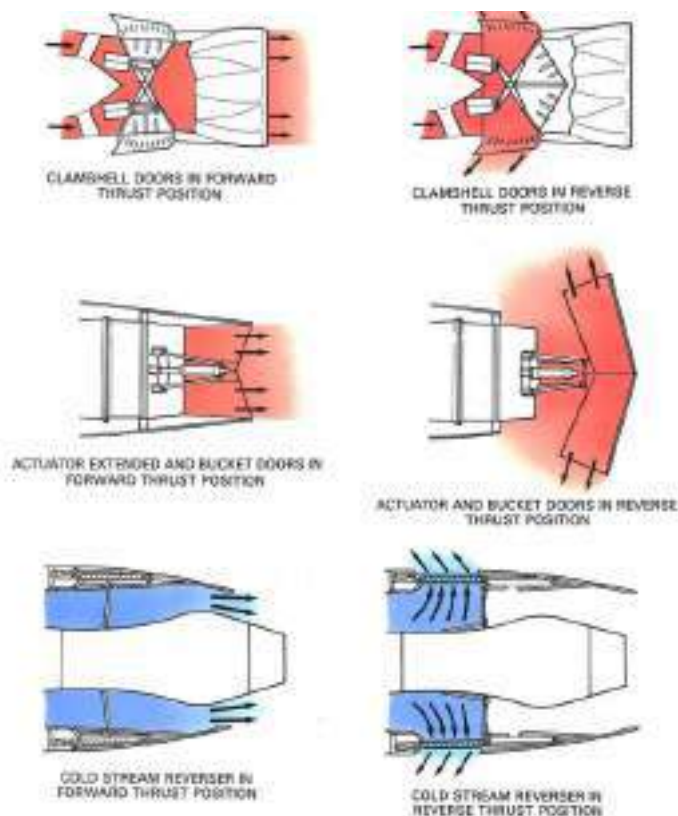
Na seção divergente do duto, segundo Hünecke (1997), a pressão reduz abaixo do seu valor crítico enquanto o fluido continua a acelerar a velocidades supersônicas. Em geral, as aeronaves que utilizam *afterburn* possuem este tipo de bocal.

4.4.5.3 Impulso reverso

Uma vez que as aeronaves atingem grandes velocidades e são corpos dotados de grande massa, necessitam de meios de frenagem eficientes. Entretanto, os freios a disco e a borracha dos pneus podem não suportar sua utilização intensa. Dessa forma, um impulso reverso ao movimento da aeronave é uma forma de frenagem eficiente e segura.

Existem três sistemas principais de reverso empregadas nas aeronaves: porta de concha (*clamshell doors*), porta externa e porta bloqueadora (Figura 4.46). De forma geral, o impulso gerado pelo motor é redirecionado desviando o fluxo de ar da exaustão. No método de conchas, um sistema pneumático é responsável por bloquear o duto de exaustão em um formato triangular, que rebate o fluxo de ar numa direção que forma 45 graus com o fluxo do gás. Os outros dois métodos funcionam de forma semelhante, variando, basicamente, a forma de abertura das portas.

Figura 4.46 – Tipos de impulso reverso.



Fonte: Rolls-Royce (1996)

Há um quarto tipo de reverso chamado de reverso de fluxo frio (*cold stream reverse*), usado em alguns motores turbofan de *high-bypass*. Esse método de frenagem consiste em redirecionar o ar que não passa pela câmara de combustão, ou seja, o ar de *bypass*, de tal forma que produza um impulso reverso. Quando acionado o reverso pelo piloto, são abertos vãos que permitem a exaustão desse ar, chamados de *cascade vanes*.

5 CONCEPÇÃO

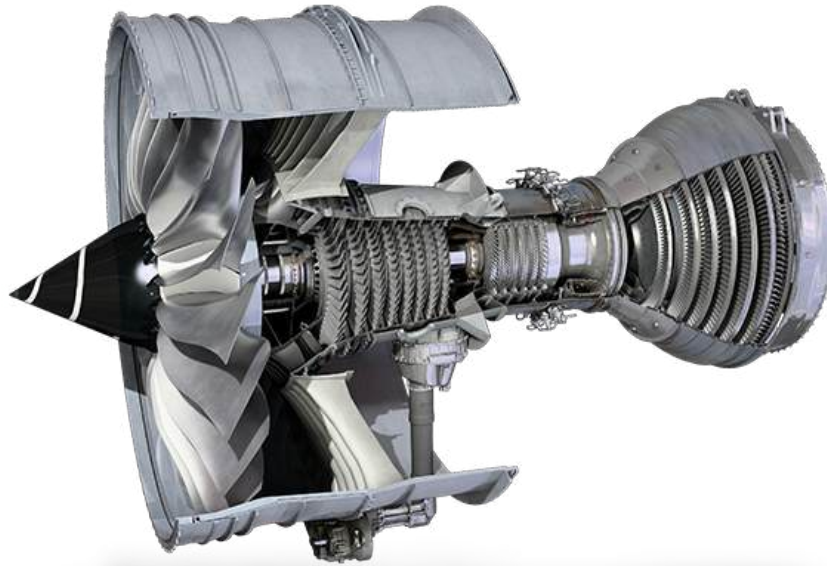
Neste capítulo, serão apresentadas considerações sobre esse projeto e sobre o desenvolvimento da concepção da turbina didática, ou seja, como deu-se as definições de que modelos seriam utilizados como referência e por fim, como será o modelo final do motor a jato didático.

Tendo em vista que a disciplina CPIO I é o princípio desse projeto e essa tem duração de um semestre, no estudo de viabilidade temporal constatou-se a necessidade de pelo menos dois semestres de extensão para esse projeto, sendo a disciplina de CPIO I destinada para concepção, modelagem e estudos financeiros e de materiais e a disciplina de CPIO II para ajustes e demais atividades, concluindo a disciplina com a montagem do motor didático. No estudo de viabilidade técnica, discutiu-se sobre a dificuldade de construção e os riscos que ela implica, pois possivelmente serão usadas ferramentas que necessitam manuseio especializado para sua operação. Portanto, será discutido posteriormente, no estudo de viabilidade financeira, a possibilidade de algumas peças serem impressas em impressoras 3D, para diminuir as chances de qualquer acidente. Já foi apresentada no corrente relatório a revisão bibliográfica realizada. Além dessa tarefa, também já foi feito o esboço conceitual, dimensionamento, desenvolvimento CAD e estudo dos materiais. Essas atividades serão posteriormente apresentadas ainda neste relatório.

Definiu-se que o motor a reação didático será do tipo *turbofan highbypass*, o qual tem a uma hélice (ou *fan*) funcionando como admissor de ar e compressor de baixa pressão simultaneamente. Paralela a *fan*, de forma a transformar pressão cinética em pressão estática, optou-se por inserir *stator vanes*, que atuam também como guias para o fluxo de gás pelas rotas de *bypass* e também reduzem a velocidade de entrada do ar até o compressor.

Após a entrada de ar, com o objetivo de elevar a pressão da massa de gás, o compressor *triple spool* (três rotores de compressão) dividido em conjuntos de baixa, intermediária e alta pressão, separando cada componente de lâminas entre si pela inserção de varas estatoras. Ainda, para a expansão do ar pós compressão, uma simulação de câmara de combustão será aplicada. Visto que o motor *Trent 1000* (Fig.5.1), fabricado pela empresa Rolls-Royce, possui características semelhantes em relação a concepção de motor a reação didático adotado nesse projeto, ele foi tomado como base para o dimensionamento e modelagem CAD.

Figura 5.1 – Imagem em corte do motor a jato *Trent 1000*.



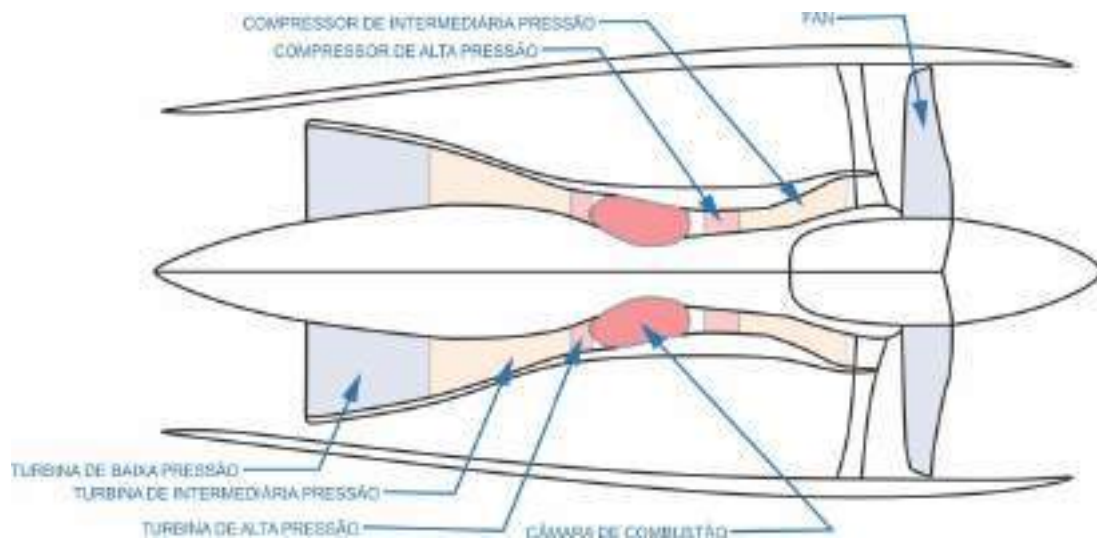
Fonte: Rolls Royce (2017).

Esse motor é utilizado no avião Boeing 787 *Dreamliner* e seu modelo anterior (*Trent 900*) é utilizado no avião A380, ambos devido às novas tecnologias embarcadas e a eficiência dos modelos. O motor a reação *Trent 1000* é composto de três estágios (*triple spool*), referentes a três conjuntos de compressores e turbinas, definidos como sendo de baixa, intermediária e alta pressão, movimentados por meio de três eixos distintos.

Após a expansão dos gases, turbinas de alta, intermediária, e de baixa pressão serão utilizadas. Desta forma, a retroalimentação do sistema está garantida, uma vez que a turbina de baixa pressão e o compressor de baixa pressão compartilham o mesmo eixo de rotação.

Todos os componentes presentes no motor didático serão de cunha demonstrativo, logo, diversos componentes de um propulsor real serão omitidos. Dessa forma, as partes definidas tiveram como objetivo facilitar a compreensão do modelo e o desenvolvimento do projeto, bem como uma possível construção e buscar a atualidade tecnológica. O esboço conceitual elaborado indica a localização de cada região do gerador de gás (Fig. 5.2).

Figura 5.2 – Esboço conceitual das regiões.



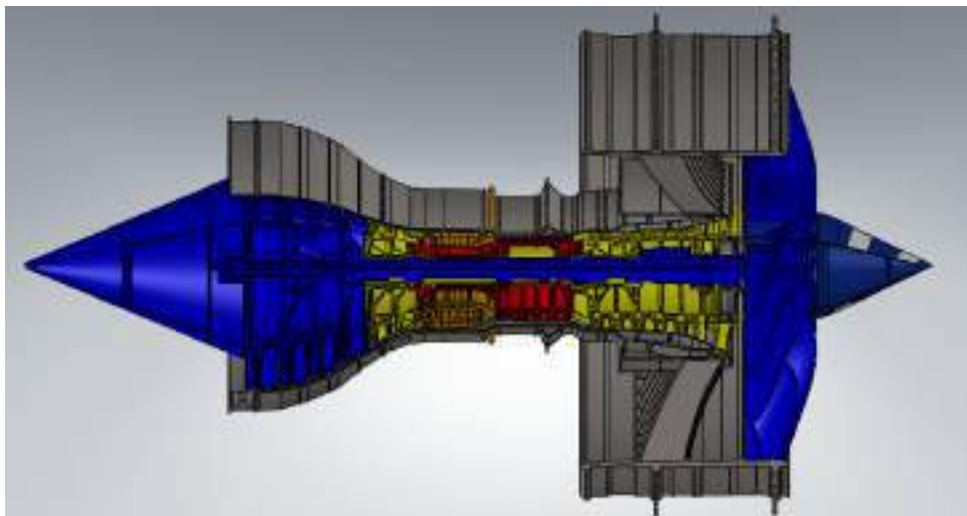
Fonte: Autores.

6 DIMENSIONAMENTO

Após a concepção do modelo, de forma a dimensionar o tamanho geral do motor didático, ou seja, desprezando seus componentes internos e buscando obter as dimensões limitantes do mesmo, buscou-se em bibliografias as medidas do motor tomado como base (*Trent 1000*), e depois, buscou-se arquivos CAD com as dimensões proporcionais às dimensões reais do motor a jato estudado.

Utilizou-se o modelo CAD mostrado na Figura 6.1, e assim, conseguiu-se avaliar as dimensões do motor através da ferramenta "avaliar medidas" do próprio software. Depois, definiu-se as medidas limitantes do motor didático. Os principais parâmetros para definir as dimensões máximas foram a boa aparência, facilitando a compreensão do funcionamento do motor, a facilidade de construção, caso ocorra em um estágio futuro do projeto, e viabilidade econômica, visto que dimensões maiores agregam valor ao custo de execução do projeto.

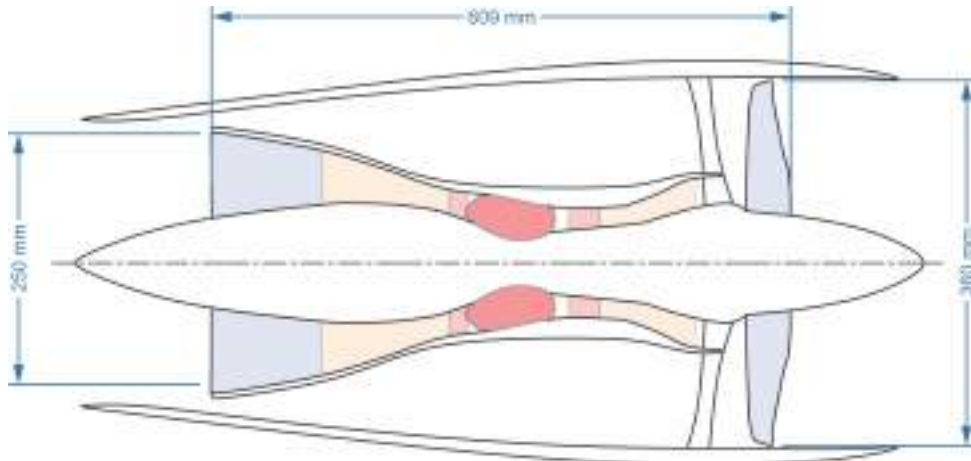
Figura 6.1 – Modelo Digital de um Motor a Jato *Trent1000*



Fonte: Autores.

Concluiu-se que aproximadamente 60 centímetros a partir do início da *fan* até o fim do bocal de saída seria o ideal para cumprir com os parâmetros acima mencionados. Da mesma forma, chegou-se nas demais medidas limitantes, como o diâmetro da *fan* (36 centímetros) e do bocal de saída (25 centímetros). As medidas, juntamente com o esboço do motor a jato, pode ser visualizado na figura a seguir (Fig. 6.2).

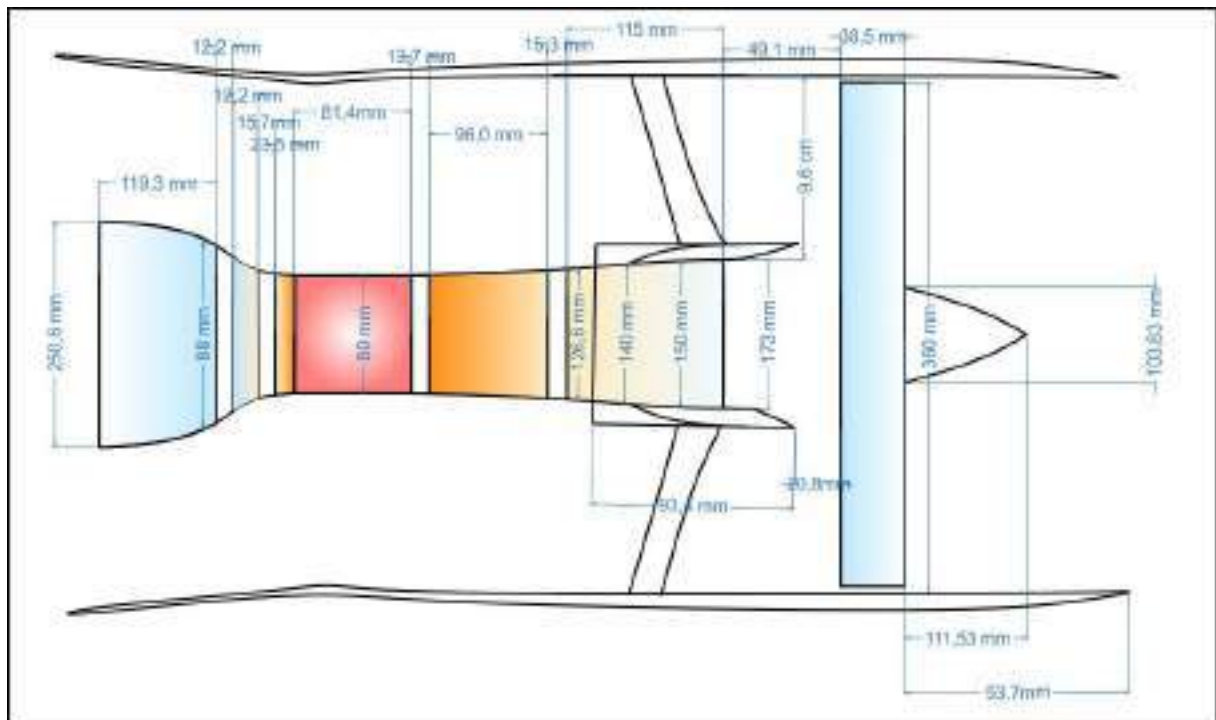
Figura 6.2 – Dimensões gerais.



Fonte: Autores.

A partir das medidas gerais definidas, as dimensões dos componentes internos foram obtidas e estão apresentadas na Figura 6.3 apresenta o Esboço conceitual finalizado:

Figura 6.3 – Esboço Conceitual Final



Fonte: Autores.

Em um motor *Trent 1000* funcional, o número de estágios (lâmina + *stator vane*) em cada setor do motor é descrito pela Tabela 6.1:

Tabela 6.1 – N° de estágios ao longo dos setores de um motor a reação *Trent 1000*

	Compressor	Turbina
Baixa Pressão	1	5
Pressão Intermediária	8	1
Alta Pressão	6	1

Fonte: Rolls-Royce (2017)

Durante a continuidade da etapa do Esboço Conceitual, optou-se por reduzir a quantidade de estágios nos compressores de pressão intermediária e alta, assim como na turbina de baixa pressão. Estas modificações foram efetuadas visando facilitar a etapa de modelagem e uma futura montagem do motor, bem como gerar economia de recursos, beneficiando a viabilidade financeira do projeto. Seguindo as mesmas justificativas, alguns componentes secundários presentes em um modelo real também serão omitidos.

Dado o objetivo principal do modelo em servir como uma ferramenta didática, as alterações efetuadas não apresentam prejuízos ao projeto. A Tabela 6.2 mostrada abaixo descreve o número de estágios definido para cada setor do modelo didático:

Tabela 6.2 – N° de estágios ao longo dos setores do Motor a Reação Didático

	Compressor	Turbina
Baixa Pressão	1	3
Pressão Intermediária	3	1
Alta Pressão	3	1

Fonte: Autores.

7 DESENVOLVIMENTO DO MODELO CAD

Neste capítulo será detalhada a etapa de modelagem do motor a reação didático, bem como a apresentação gradual de seus componentes modelados em CAD.

Visto que a modelagem CAD tira do papel as dimensões definidas, percebeu-se que deveriam ser feitas algumas mudanças no esboço apresentado para adequar, facilitar ou viabilizar uma possível construção do motor, como por exemplo: a interconexão dos eixos, revisão das proporções das peças móveis e seu espaçamento, dentre outros. O dimensionamento dos componentes e outras características de sua geometria serão mostrados por meio de ilustrações técnicas ou tabelas, de forma com que as informações sejam apresentadas de modo mais adequado em cada caso.

Como dito anteriormente, foi utilizado como base para a modelagem CAD uma versão digital do motor *Trent 1000* (Fig. 6.1) de forma que se pôde observar suas peças e mecanismos de funcionamento.

7.1 COMPONENTES

Os componentes utilizados para a construção do motor serão abordados detalhadamente ao longo desta seção, na qual será discutida as características gerais de cada parte, como o dimensionamento. Para dar sentido às imagens, serão utilizadas tabelas e figuras. No ambiente de montagem do software *SOLIDWORKS®*, o modelo CAD do motor a jato didático está disposto em relação ao sistema coordenado cartesiano (xyz) do programa, com seu eixo longitudinal paralelo ao eixo x, como mostrado na Figura 7.1:

Figura 7.1 – Referenciação do Modelo CAD no Ambiente de Montagem Digital



Fonte: Autores.

O dimensionamento dos componentes foi feito considerando que os mesmos já se encontram em seu posicionamento final referente a quando estão integrados à montagem. Assim, todos estarão referenciados em função do sistema cartesiano do software da mesma forma. Ademais, ao lado de cada medida apresentada será disposto a sua direção específica de variação na forma de um índice entre colchetes. Tais procedimentos foram adotados para facilitar o entendimento dos dados mostrados ao longo deste capítulo.

7.1.1 Fan

A *Fan* está posicionada à frente da carenagem interna e de todos os outros conjuntos de lâminas móveis. Como anteriormente discutido, o componente estará conectado ao eixo de baixa pressão, juntamente com o último conjunto de turbinas. O disco da *fan* pode ser visualizado na Figura 7.2 e suas proporções, em centímetros, podem ser visualizadas na Tabela 7.1.

Figura 7.2 – Disco da Fan



Fonte: Autores.

Tabela 7.1 – Dimensionamento da *Fan*

Componente	Diâmetro (cm) [y]	Largura (cm) [x]	N° de pás
Fan	36	3,847	20

Fonte: Autores.

Acoplado na seção frontal do disco da *fan*, há ainda um componente cônico denominado *spinner*, mostrado na Figura 7.3. Parte do *spinner* servirá como acoplamento das pás da *fan*, visto que elas precisam estar fixas.

Figura 7.3 – *Spinner*

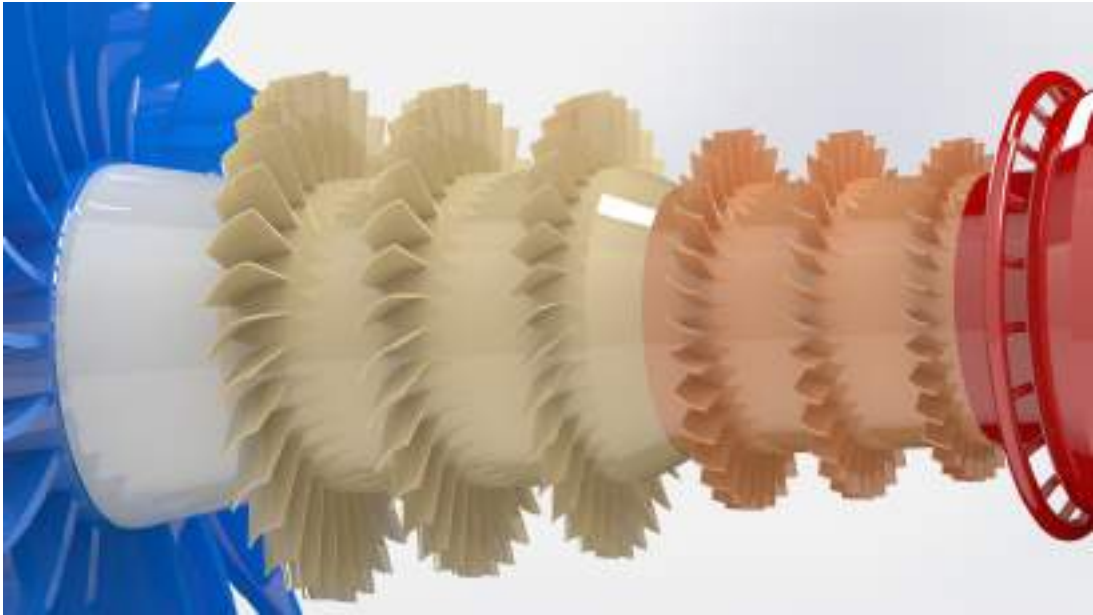


Fonte: Autores.

7.1.2 Compressores

Os conjuntos de compressores de alta e intermediária pressão estão dispostos conforme mostra a Figura 7.4. A Figura 7.5 apresenta a curvatura de cada disco de compressor. É importante ressaltar que analisando a engenharia do motor a reação *Trent 1000*, a *fan* atua também como um compressor de baixa pressão. Conforme os discos de compressão avançam em direção às câmaras de combustão, há uma redução gradual em suas dimensões e um aumento no número de lâminas, como mostrada pela Tabela 7.2, para que o gás fique cada vez mais comprimido na medida que avança pelo gerador de gás.

Figura 7.4 – Conjuntos de Compressores



Fonte: Autores.

Figura 7.5 – Disco de Compressor



Fonte: Autores.

Tabela 7.2 – Dimensionamento dos Compressores

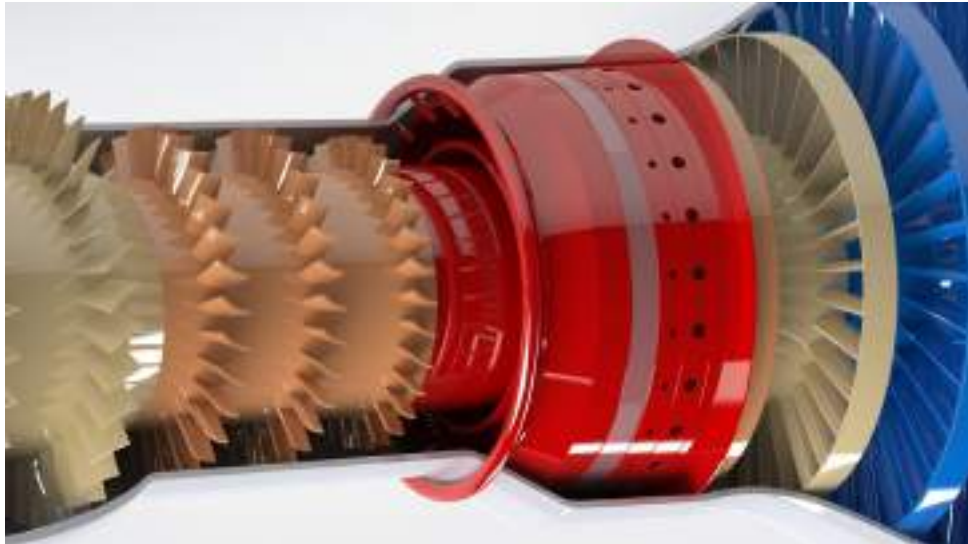
Componente	Diâmetro (cm) [y]	Largura (cm) [x]	N° de lâminas
Compressor de P.I	7,945	1,811	30
	7,2	15,41	31
	6,8	1,252	33
Compressor de A.P	5,62	1,10	30
	5,39	0,92	30
	5	0,91	30

Fonte: Autores.

7.1.3 Câmara de Combustão

Localizada aproximadamente na parte central do motor, consiste no setor que separa os conjuntos de compressores das turbinas, como ilustrado na Figura 7.6, e seu formato pode ser visualizado na Figura 7.7

Figura 7.6 – Câmara de Combustão no interior do motor



Fonte: Autores.

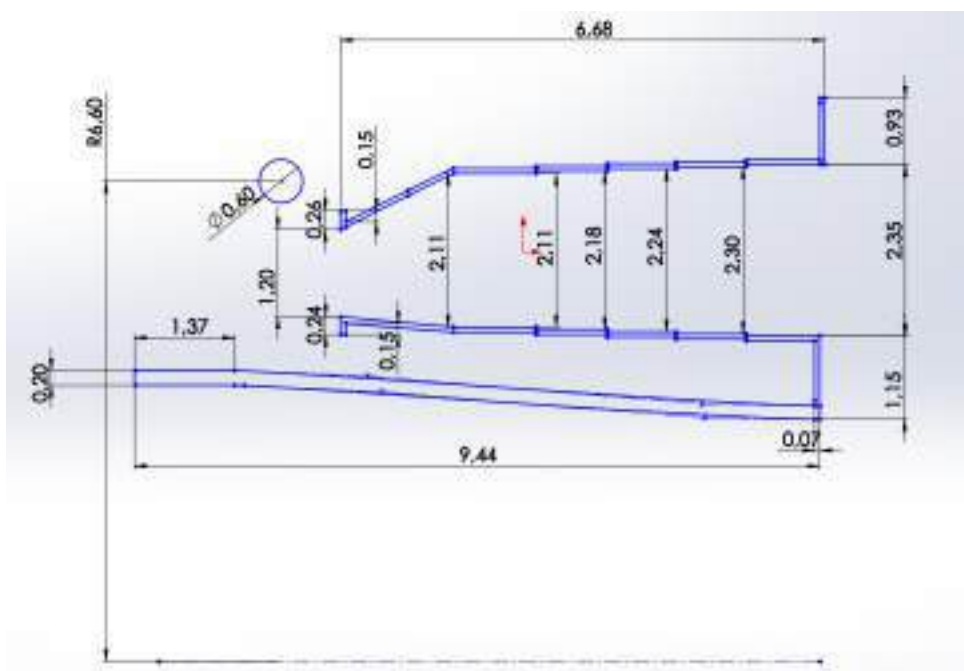
Figura 7.7 – Câmara de Combustão



Fonte: Autores.

A Figura 7.8 mostra o esboço da vista lateral do componente e suas respectivas medidas, em centímetros. Como resultado do estudo de materiais efetuado, foi estabelecido a utilização de alumínio comum para a fabricação da câmara de combustão e demais componentes fixos do modelo, como as carenagens interna e externa e carenagem da *fan*.

Figura 7.8 – Dimensões da Câmara de Combustão



Fonte: Autores.

7.1.4 Turbinas

Os conjuntos de turbinas no modelo didático estão organizados conforme a Figura 7.9. Também pode ser notado que, diferente da variação das proporções dos estágios de compressores, há um aumento nas dimensões dos discos da turbina conforme aproximam-se do bocal de saída do motor. A Figura 7.10 apresenta os discos da turbina. Em suma, as demais informações acerca das peças são apresentadas na Tabela 7.3.

Figura 7.9 – Conjuntos de Turbinas



Fonte: Autores.

Figura 7.10 – Disco da Turbina



Fonte: Autores.

Tabela 7.3 – Dimensionamento das Turbinas

Componente	Diâmetro (cm) [y]	Largura (cm) [x]	N° de lâminas
Turbina de A.P	14,04	1,22	32
Turbina de P.I	15,54	1,22	32
Turbina de B.P	18,76	1,22	32
	22,74	1,22	32
	23,76	1,22	32

Fonte: Autores.

7.1.5 Eixos

O modelo possui três eixos, nos quais estarão conectadas todas as peças móveis, ilustrados pela Figura 7.11. Os eixos são separados entre si por meio de rolamentos que permitem sua rotação independente, detalhados de forma mais específica pela Tabela 7.4.

Figura 7.11 – Eixos



Fonte: Autores.

Tabela 7.4 – Rolamentos Utilizados

Código	Diâmetro Interno (mm) [y]	Diâmetro Externo (mm) [y]	Largura (mm) [x]
S61700-2RSR	10	16	4
S61704-2RSR	20	27	4
S61806-2RSR	30	42	7

Fonte: Schaeffler Brasil (2017)

Por fim, a sustentação dos mesmos em relação à carenagem intermediária é realizada por meio de mancais parafusados na estrutura. As medidas dos eixos podem ser visualizadas na Tabela 7.5.

Tabela 7.5 – Dimensionamento dos Eixos

Componente	Comprimento (cm) [x]	Diâmetro (cm) [y]
Eixo de B.P	54	1
Eixo de P.I	37,28	2
Eixo de A.P	23	3

Fonte: Autores.

7.1.6 Carenagem Interna

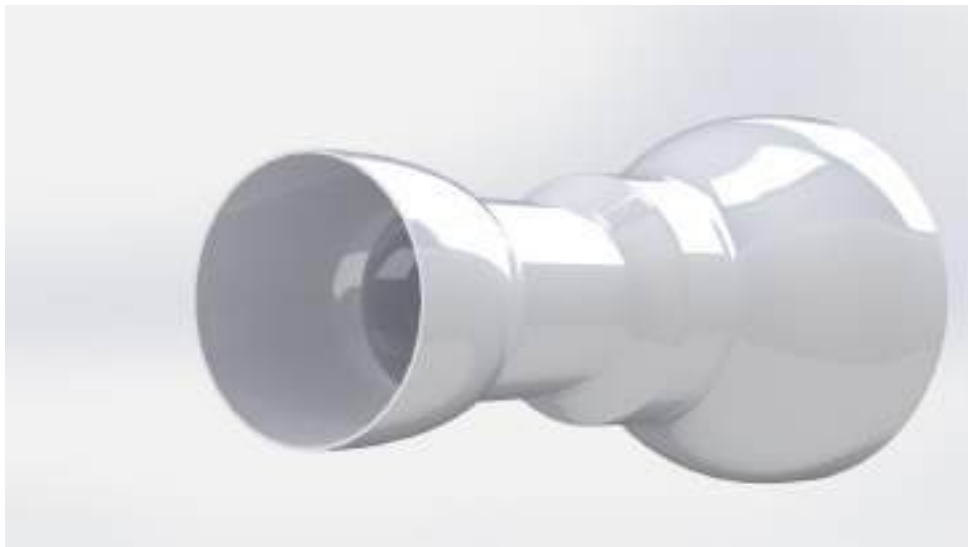
A Carenagem Interna é a estrutura que reveste os principais componentes de funcionamento de um motor a jato do tipo Turbogfan, com exceção da *fan*, e onde os mecanismos de suporte dos mesmos estão vinculados. A Figura 7.12 e Figura 7.13 exibem o componente na estruturação de montagem e isolado, respectivamente.

Figura 7.12 – Disposição da Carenagem Interna na Estrutura do Modelo



Fonte: Autores.

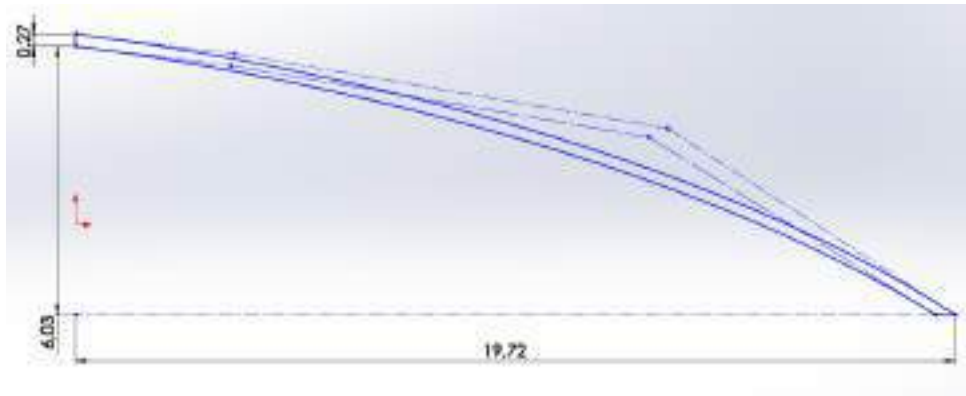
Figura 7.13 – Carenagem Interna



Fonte: Autores.

A partir da Figura 7.12 ainda é possível observar na montagem o cone traseiro, com suas dimensões, em centímetros, apresentadas pela Figura 7.14.

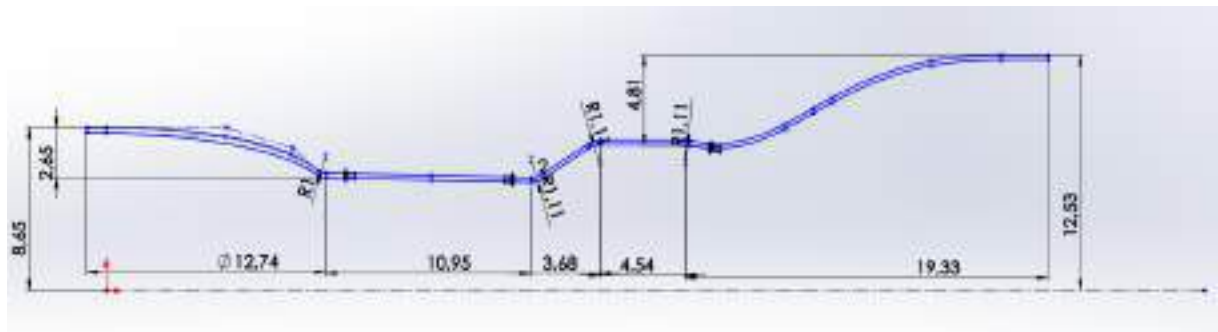
Figura 7.14 – Cone Traseiro



Fonte: Autores.

A partir da Figura 7.13 é possível visualizar as variações de diâmetro do componente ao longo de seu comprimento, apresentando um afunilamento enquanto percorre pelos conjuntos de compressor, e expande-se ao longo da câmara de combustão e das turbinas até o bocal de saída. O esboço lateral com as dimensões da carenagem interna, dado em centímetros, é apresentado na Figura 7.15.

Figura 7.15 – Dimensões da Carenagem Interna

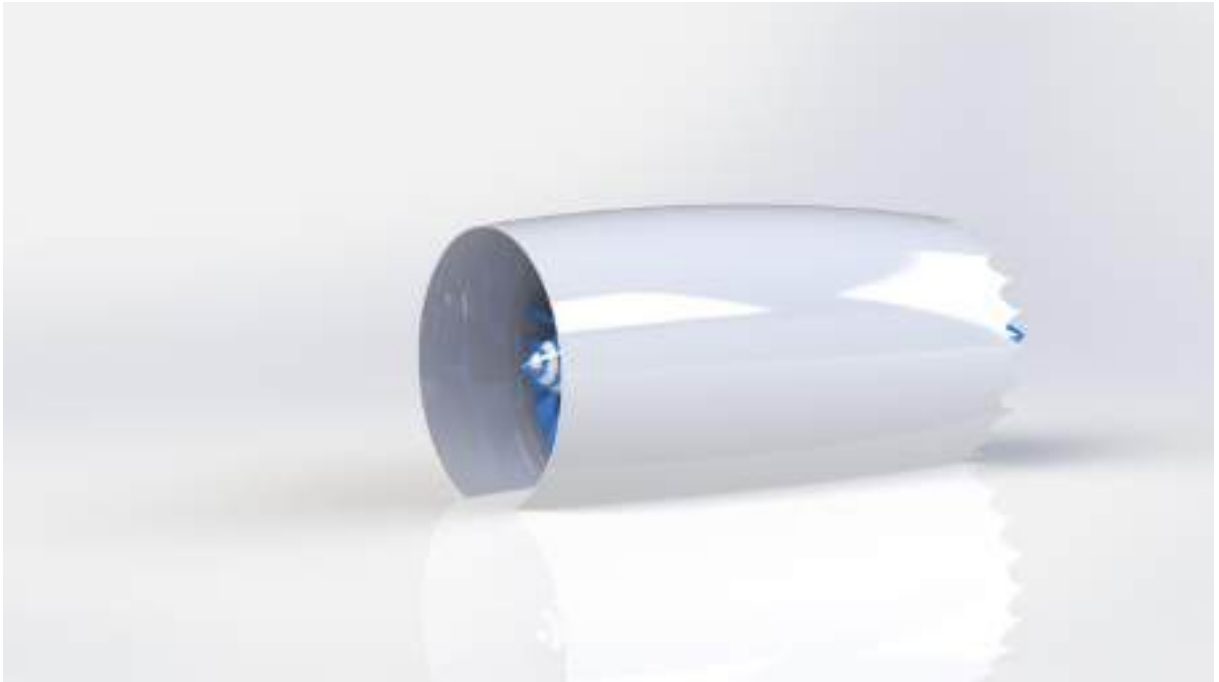


Fonte: Autores.

7.1.7 Carenagem Externa

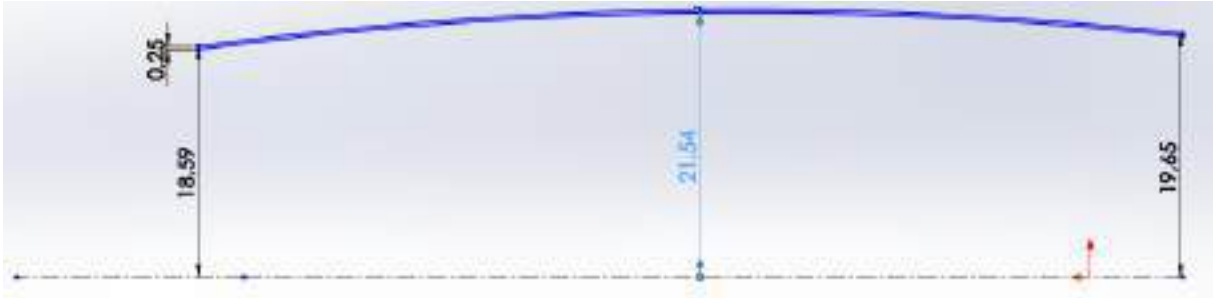
Representa a estrutura que envolve todas as peças e sistemas de um motor a jato, e normalmente está ligada à asa ou estrutura da aeronave. A carenagem externa desenvolvida para o modelo didático pode ser visualizada na Figura 7.16, e seu dimensionamento em centímetros é dado pela Figura 7.17.

Figura 7.16 – Carenagem Externa



Fonte: Autores.

Figura 7.17 – Dimensões da Carenagem Externa



Fonte: Autores.

7.1.8 Carenagem da *Fan*

Essa parte do motor a jato consiste em uma armação que envolve a *fan* e avança em comprimento até certo ponto ao redor da carenagem interna. No espaço entre as duas estruturas, estão localizados os *stator vanes de bypass* (com 3 milímetros de espessura) que comprimem a maior parte do fluxo de ar sugado pelo motor que não entra para o gerador de gás, mostrados na Figura 7.18 simultaneamente com a carenagem da *fan*. Por último, a Tabela 7.6 e a Figura 7.19 apresentam o dimensionamento das estruturas, em centímetros.

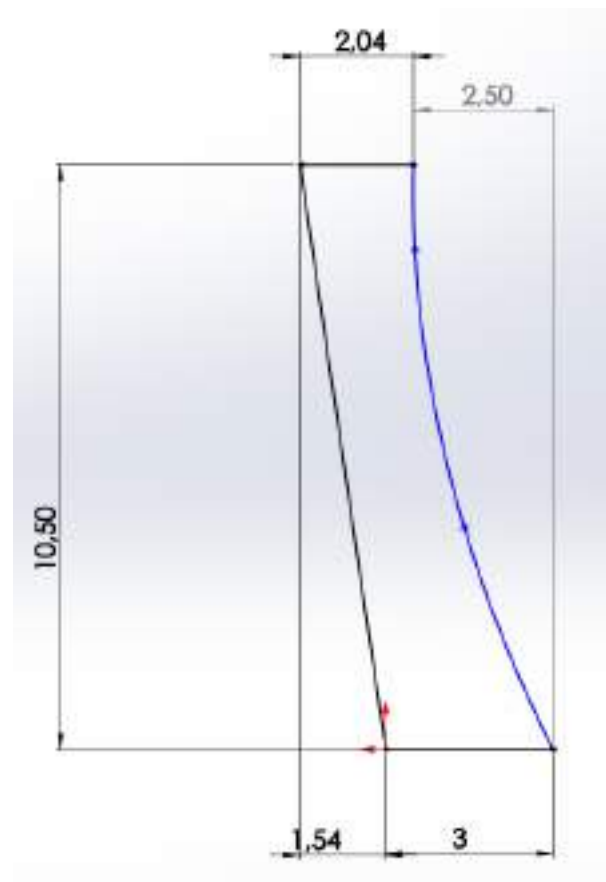
Figura 7.18 – Carenagem da *Fan*

Fonte: Autores.

Tabela 7.6 – Dimensionamento da Carenagem da *Fan*

Componente N° de pás	Diâmetro (cm) [y]	Largura (cm) [x]
Carenagem da Fan	38,8	22,4

Fonte: Autores.

Figura 7.19 – Dimensionamento dos *Stator Vanes de Bypass*

Fonte: Autores.

7.2 SISTEMA DE ÍNDICE PARA MODELAGEM

Para a organização das peças na modelagem digital dos componentes do motor a jato, um sistema de índices foi desenvolvido, como mostrado na Figura 7.20, utilizando códigos e nomenclaturas para as peças e montagens.

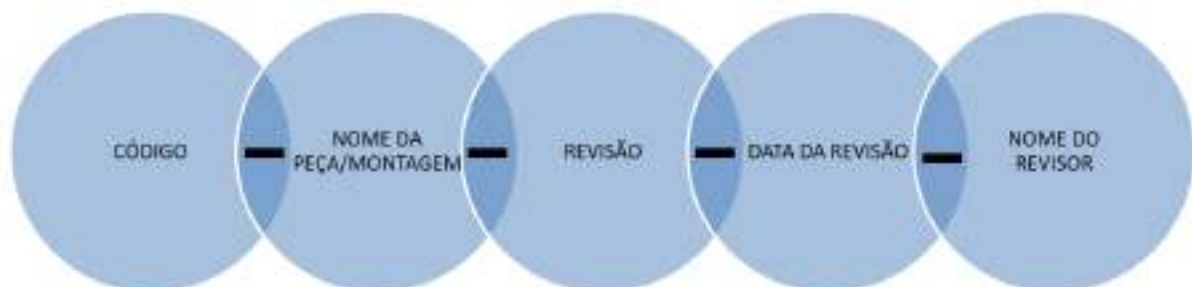
Dessa forma, é possível identificar as principais características (Fig. 7.21), tais como: o código que a mesma representa, o nome da peça, a versão da revisão, a data da última revisão e o do último editor. Esta estrutura permite um desenvolvimento contínuo da modelagem, enquanto reduz a quantidade de erros, como peças faltando ou a inserção de peças desatualizadas, uma vez que nenhuma peça é excluída, por mais obsoleta que esteja.

Figura 7.20 – Exemplo do Sistema de índices utilizado durante a modelagem



Fonte: Autores.

Figura 7.21 – Padrão de nomenclatura utilizado



Fonte: Autores.

7.3 PROBLEMAS PARA MODELAGEM

7.3.1 Fan

Devido às limitações do software utilizado, não é possível realizar a furação das lâminas da *fan* no *spinner* frontal de uma forma limitada a somente a parede da estrutura. Dessa forma, na montagem foi utilizada somente uma representação dos furos, com a lâmina perfurando a parede indiscriminadamente, ilustrado pela Figura 7.22, porém, não condiz com a real estrutura da turbina, assim como nas lâminas dos compressores, observado na Figura 7.23.

Figura 7.22 – Perfuração do *Spinner* pelas lâminas da *Fan*



Fonte: Autores.

Figura 7.23 – Perfuração das paredes do disco central do compressor por suas lâminas



Fonte: Autores.

Ao todo, foram criados 48 arquivos de peças e 21 de montagens, entretanto, alguns destes eram revisões. Para o motor, no total foram utilizados 15 arquivos de peças e uma submontagem.

7.3.2 Eixos

O sistema de eixos tubulares se mostrou um desafio a parte na construção do motor a jato, uma vez que o mesmo dependia de diversas medidas para o correto acoplamento da estrutura. Além disso, nesses ficam concentrados todos os conjuntos de lâminas móveis do motor a reação, além dos rolamentos que permitem a rotação contrária dos compressores e turbinas. Entretanto, para os rolamentos, são necessários mecanismos de fixação e manutenção específicos, como a utilização da parede interior do eixo como uma estrutura que impeça o movimento sobre o eixo, bem como a utilização de anéis elásticos para a parte exterior como indica a seção em corte da Figura 7.24.

Figura 7.24 – Geometria dos eixos



Fonte: Autores.

8 ESTUDO DE MATERIAIS

Concomitantemente com etapa de modelagem da estrutura do Motor a Reação Didático e seus componentes, foi realizado um estudo preliminar para determinar os materiais que poderiam ser utilizados para a construção futura do modelo.

Este estudo foi conduzido de acordo com as condições de carga e esforço que os componentes seriam expostos supondo o torque resultante nos eixos devido ao acoplamento de um motor elétrico de 370 *Watts* ao sistema (mecanismo adicional levado em consideração para simular o funcionamento mecânico quando a construção do modelo for finalizada), buscando materiais que resistem a tais condições de uso, juntamente com o estudo de suas propriedades. As propriedades que tiveram mais relevância durante a escolha foram: peso, dureza, facilidade em serem manuseados/modificados. Após, foi averiguado o valor de mercado aproximado para os materiais selecionados que atenderam aos requisitos anteriores, sendo que opções filtradas pelo menor custo e facilidade de serem obtidas foram adotadas para compor a lista de materiais para cada componente do modelo.

Porém, a escolha de materiais será revisada durante a etapa de construção do projeto, podendo sofrer modificações de acordo com fatores econômicos (flutuações de mercado e orçamento disponível para o projeto) ou mudanças que venham a ocorrer em outros aspectos do projeto. Portanto, o estudo de materiais efetuado representa uma avaliação inicial. De forma análoga, a estipulação precisa da quantidade e tipos de componentes de fixação (parafusos, mancais, anéis elásticos, suportes, dentre outros) será concluída durante após o dimensionamento e listagem de matérias-primas definitivos, portanto somente um estudo superficial sobre este tópico foi efetuado até o momento.

Para melhor listar este estudo, a Tabela 8.1 apresenta os diversos materiais estipulados até o momento para os respectivos componentes do modelo.

Tabela 8.1 – Listagem de Materiais a serem utilizados para a construção

Componente	Material
Fan	ABS
Compressores	ABS
Turbinas	ABS
Eixos	Alumínio
Carenagem Int.	Alumínio
Carenagem Ext.	Alumínio
Carenagem da Fan	Alumínio
Câmara de Combustão	Alumínio
Componentes de Fixação	Pré fabricados

8.1 MATERIAIS DE IMPRESSÃO 3D

Para a concepção dos discos laminados do modelo, foi planejado a utilização da impressão 3D, por permitir gerar componentes com alta precisão. Neste caso, a técnica foi principalmente escolhida em função da complexidade do formato destas peças. A máquina de impressão disponível para ser utilizada na próxima etapa do projeto opera à partir dos filamentos de impressão ABS e PLA, então foi realizado um estudo comparativo entre as especificações e características dos dois plásticos, mostrado na Figura 8.1, visando a escolha do material mais adequado.

Figura 8.1 – Estudo Comparativo entre os filamentos ABS e PLA

	ABS	PLA
Nome Completo	Acrilonitrila-butadieno-estireno	Ácido polilático ou polilactida
Composição	Petróleo	Amido vegetal
Propriedades	Durável, forte, ligeiramente flexível, resistente ao calor	Resistente, forte
Temperatura de Extrusão	210-250 ° C	160-220 ° C
Preço	Em média R\$120,0 kg	Em média R\$150,0 kg
Pós-processamento	Fácil de lixar, fácil colar, facilmente solúvel em acetona, acabamento com acetona.	Pastoso para lixar, difícil colagem.

Fonte: Impressão 3D Fácil (2017)

Após o estudo comparativo entre os dois plásticos, o ABS foi selecionado para constituir as lâminas do modelo, em função do menor custo e melhor características de pós-processamento.

9 ATIVIDADES E RESPONSABILIDADES

As atividades citadas abaixo foram realizadas e os resultados de cada uma estão dispostos.

a) ambientação do projeto, estimativa de duração, perspectivas futuras, distribuição de funções e bibliografia prévia utilizada;

– Resultado: Pré-projeto;

– Encarregados: Todos.

b) revisão bibliográfica;

– Resultado: Ampliação do conhecimento e de material didático;

– Encarregados: Todos.

c) esboço conceitual;

– Resultado: Estimativa do tamanho total, mapa conceitual e esboço gráfico prévio;

– Encarregados: Gustavo e Bruno.

d) dimensionamento de componentes;

– Resultado: Mapa das dimensões que serão utilizadas após abordagens teóricas;

– Encarregados: Alan e Arthur.

e) análise do aproveitamento do projeto e de atividades já realizadas;

– Resultado: Relatório parcial;

– Encarregados: Todos.

f) estudo de materiais a serem utilizados, resistência mecânica e maleabilidade;

– Resultado: Materiais que serão utilizados;

– Encarregados: Alan e Bruno.

g) avaliação econômica;

– Resultado: Custos superficiais;

– Encarregados: Arthur e Bruno.

h) modelagem digital;

– Resultado: CAD da turbina;

– Encarregados: Jonas e Augusto.

i) síntese dos dados e estimativas.

– Resultado: Relatório Final;

– Encarregados: Todos.

Em relação à distribuição inicial de atividades, devido uma alteração no grupo que compõe o projeto, as atividades foram redistribuídas.

10 CRONOGRAMA

Para uma melhor visualização do cronograma, foram colocadas as atividades e suas respectivas semanas de execução em uma tabela, colada como imagem. As datas que constam na parte superior da tabela são as datas de entrega e término de cada atividade, marcadas com um “X” no dia correspondente ao seu fim. De forma semelhante, “V” indica atividades já realizadas. Todas as atividades foram realizadas, com pequenas discrepâncias de prazo, restando somente a apresentação do projeto. (Fig. 10.1).

Figura 10.1 – Cronograma atualizado

ATIVIDADE/ DATA	15/set	22/set	29/set	06/out	13/out	20/out	27/out	03/nov	10/nov	17/nov	24/nov	01/dez	08/dez	15/dez
Pré-projeto	V													
Revisão Bibliográfica		V	V											
Esboço Conceitual		V	V											
Dimensionamento			V											
Revisão de Projeto				V										
Relatório Parcial				V	V									
Estado de Materiais						V								
Avaliação Econômica							V							
JAI							V							
Modelagem Digital								V	V	V	V			
Relatório Final												V	V	
Apresentações														X

Fonte: Autores.

11 CONCLUSÃO

De forma geral, as atividades realizadas até o momento foram: revisão bibliográfica, esboço conceitual, dimensionamento, estudo de materiais, avaliação econômica e modelagem digital. Para tanto, foram utilizados livros e trabalhos de conclusão de curso, bem como software de desenho vetorial. Como resultado obtido, tem-se que um motor a gás é composto por várias seções complexas, que também diferem entre si para cada tipo de motor à reação, mas seu princípio básico é preservado. Além disso, o tipo *turbofan highbypass*, onde a razão de *bypass* é alta e propicia a maior quantidade de impulso, é a ideal para a construção do modelo didático, uma vez que as tecnologias nele empregadas são atualizadas e de extenso uso comercial e militar.

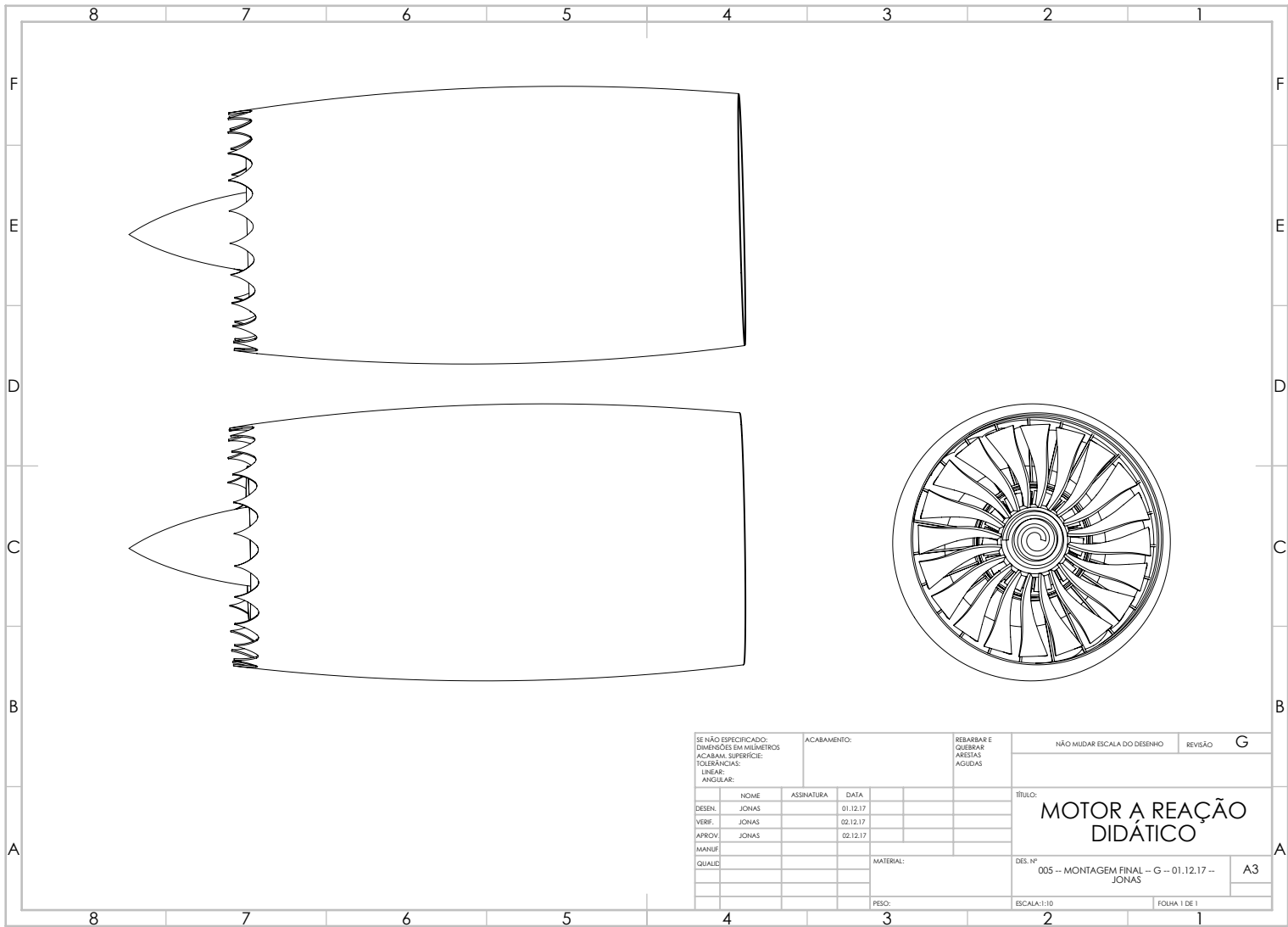
Portanto, para a concepção do motor a jato, foram utilizados como base os motores da linha *Trent*, da marca Rolls Royce, modelados via software visando uma futura construção.

Para a próxima etapa do projeto, será feita uma revisão do dimensionamento do modelo e da listagem de seus materiais, adequando os resultados obtidos até o momento para a realidade futura a que o grupo estará sujeito para efetuar a montagem do modelo, tais como disponibilidade de locais de trabalho adequados, suporte instrumental e principalmente limite de orçamento. Também, já foram identificados erros na modelagem do motor a jato que não puderam ser corrigidos, dada a proximidade do prazo de entrega do relatório final. Após as alterações necessárias no projeto terem sido executadas, será feito um estudo detalhado a respeito dos componentes de fixação que necessitam ser incluídos ao modelo CAD para viabilizar sua construção.

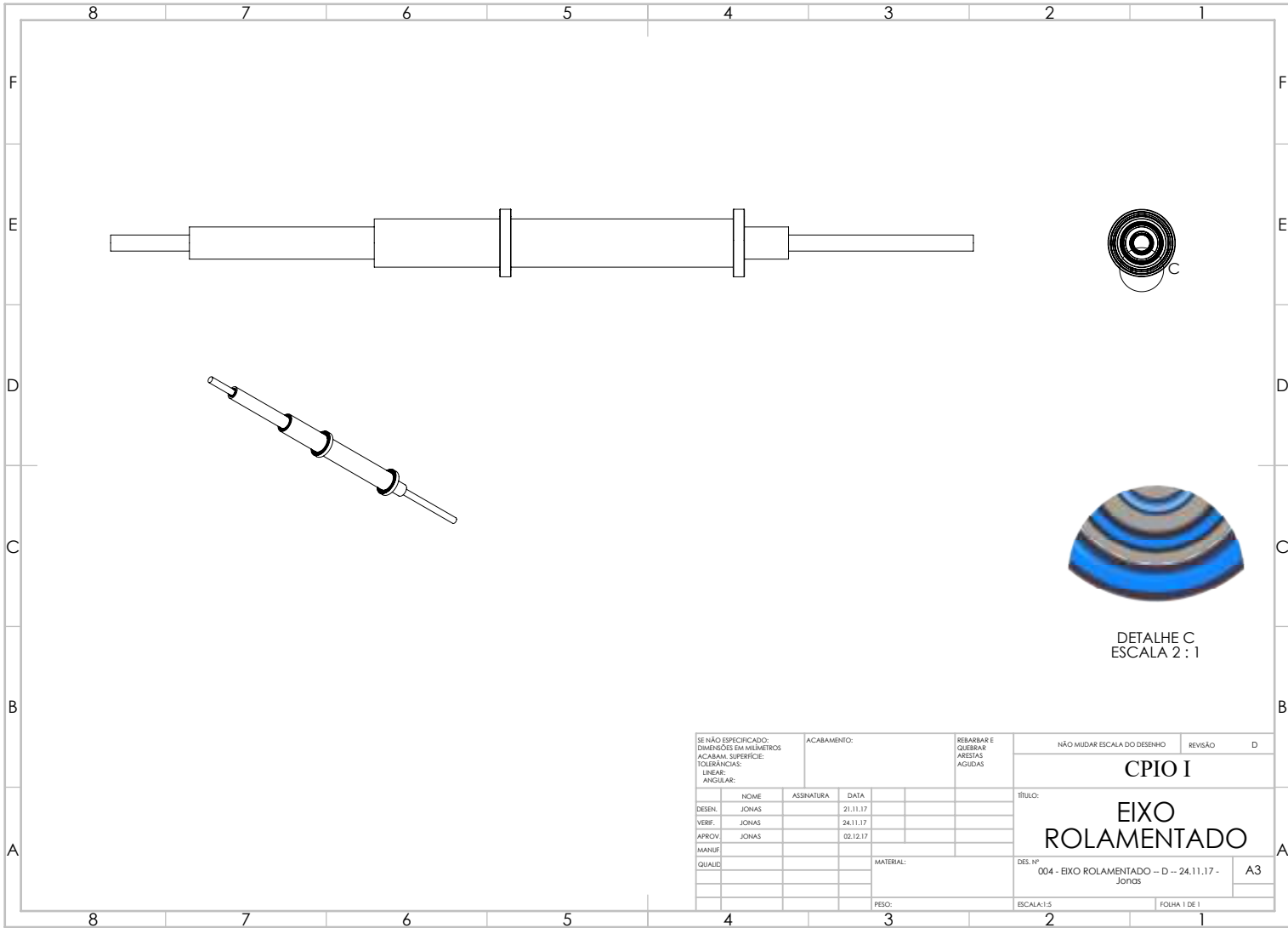
Pretende-se ainda incluir na montagem finalizada, um motor elétrico externo acoplado ao sistema para simular o funcionamento mecânico de um motor a jato real, além de um circuito elétrico integrado ao modelo consistindo em lâmpadas LED de cores variáveis posicionadas em diferentes setores ao longo de seu comprimento, de forma a simular a oscilação térmica em diferentes estágios do motor.

Por fim, o modelo será construído de forma que uma seção longitudinal da estrutura fique aberta, permitindo visualizar sua configuração interna e componentes mecânicos. Para isso, as estruturas de carenagem não sofrerão revolução completa, e ainda pretende-se adicionar um painel móvel de acrílico por cima da seção aberta para possibilitar a visualização.

APÊNDICE A – ILUSTRAÇÕES TÉCNICAS

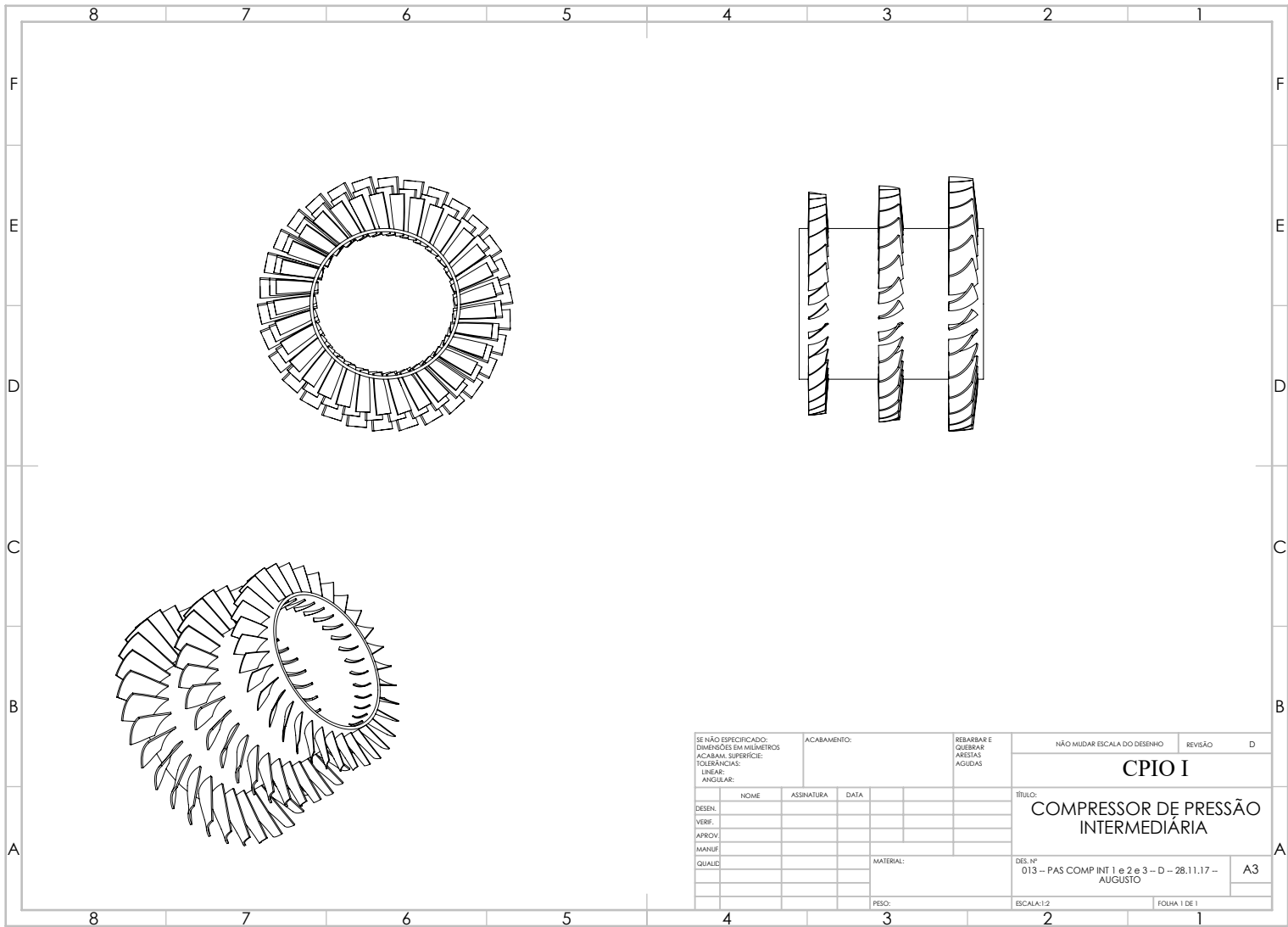


SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS				ACABAMENTO:		REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS		NÃO MUDAR ESCALA DO DESENHO		REVISÃO	G
ACABADA SUPERFÍCIE: TOLERÂNCIAS: LINEAR: ANGULAR:										TÍTULO: MOTOR A REAÇÃO DIDÁTICO	
DESEN.	NOME	ASSINATURA	DATA							DES. Nº 005 -- MONTAGEM FINAL -- G -- 01.12.17 -- JONAS	
VERIF.	JONAS		01.12.17							A3	
APROV.	JONAS		02.12.17								
MANUF.											
QUALID.											
				MATERIAL:				ESCALA: 1:10		FOHA 1 DE 1	
				PESO:							

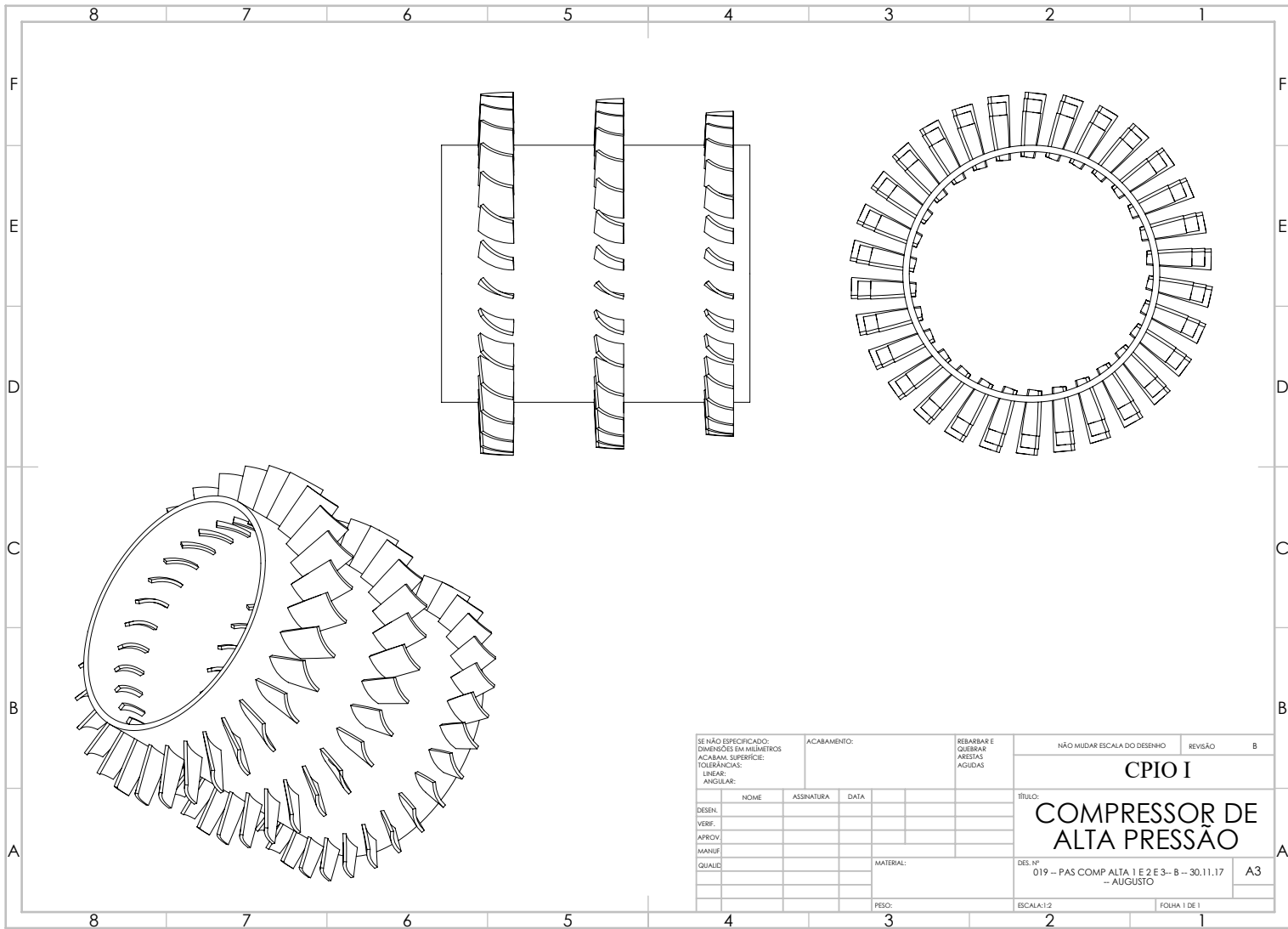


DETALHE C
ESCALA 2 : 1

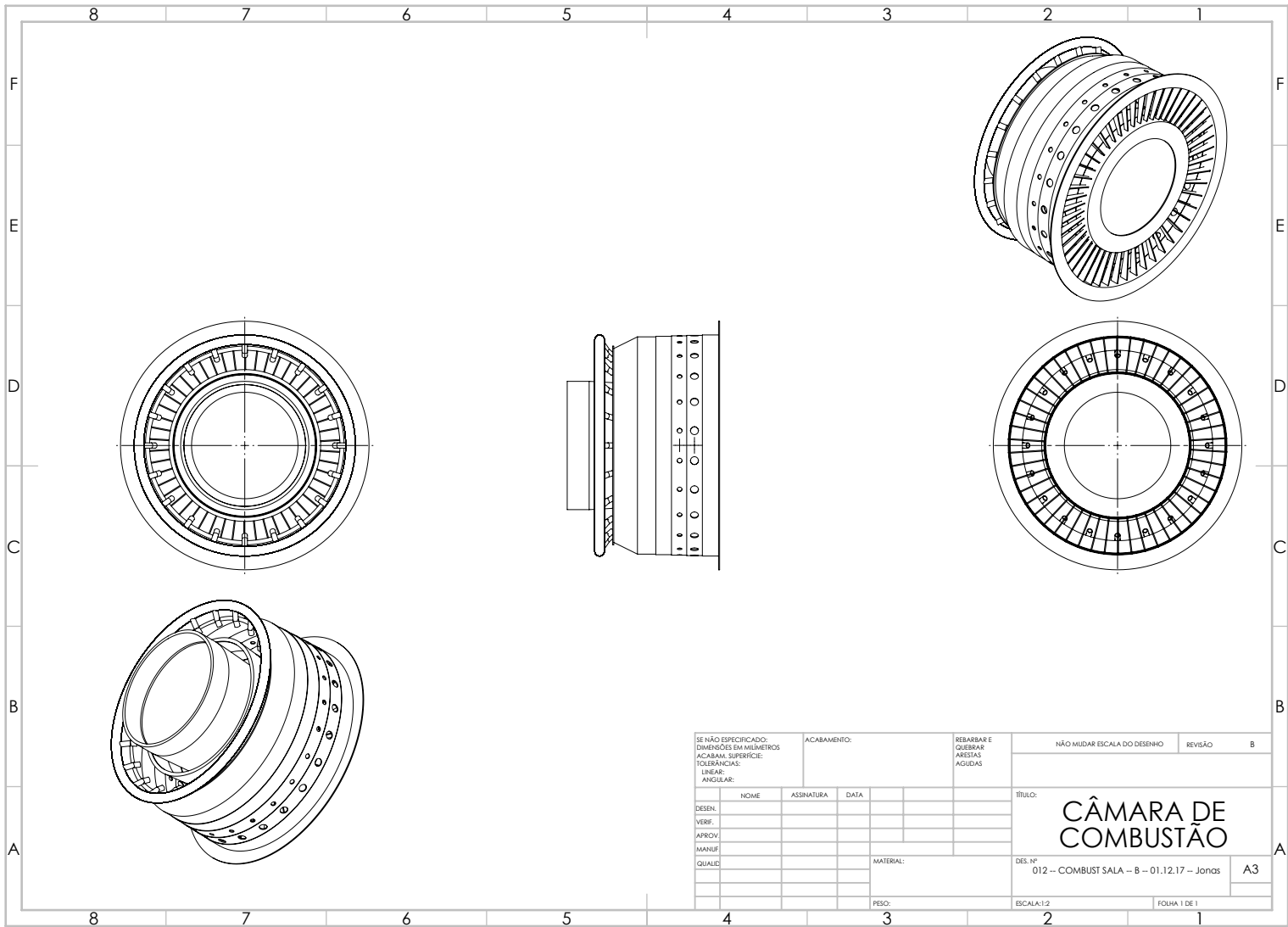
SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS ACABAM. SUPERFÍCIE: TOLERÂNCIAS: LINEAR: ANGULAR:			ACABAMENTO:		REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS		NÃO MUDAR ESCALA DO DESENHO		REVISÃO	
							D			
							CPIO I			
							TÍTULO:			
							EIXO ROLAMENTADO			
DESEN.	JONAS		ASSINATURA	DATA			DES. Nº		A3	
VERIF.	JONAS			21.11.17			004 - EIXO ROLAMENTADO - D -- 24.11.17 -			
APROV.	JONAS			24.11.17			Jonas			
MANUF.				02.12.17			ESCALA:1:5		FOHA 1 DE 1	
QUALID.							MATERIAL:			
							PESO:			



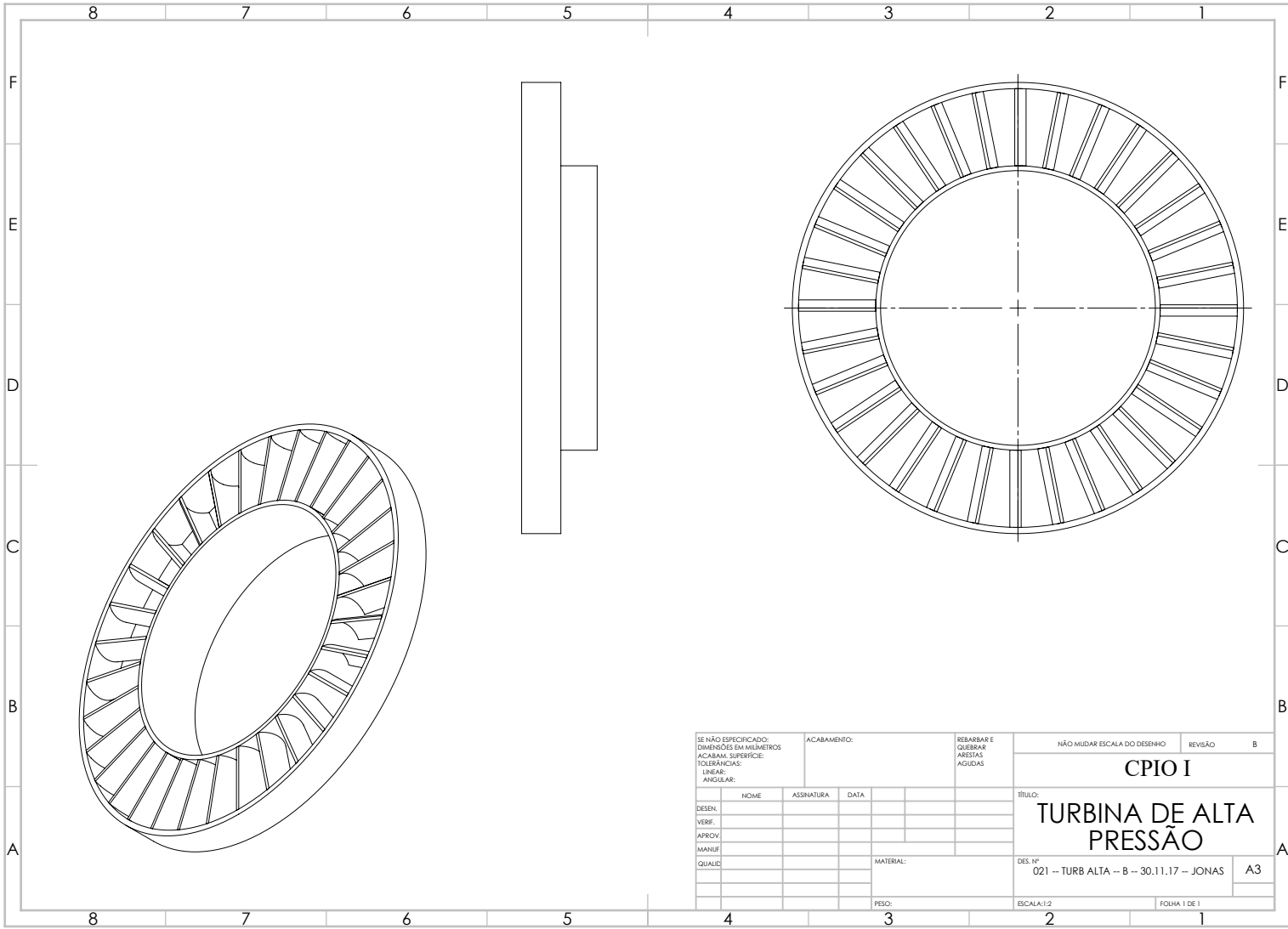
SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS			ACABAMENTO:		REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS		NÃO MUDAR ESCALA DO DESENHO		REVISÃO		D
ACABAM. SUPERFÍCIE:							CPIO I		TÍTULO: COMPRESSOR DE PRESSÃO INTERMEDIÁRIA		
TOLERÂNCIAS:											
LINEAR:							DES. Nº		A3		
ANGULAR:							013 - PAS COMP INT 1 e 2 e 3 - D - 28.11.17 -		AUGUSTO		
DESEN.			NOME		ASSINATURA		DATA		MATERIAL:		
VERIF.									PESO:		
APROV.									ESCALA: 1:2		FOHA 1 DE 1
MANUF.											
QUALID.											



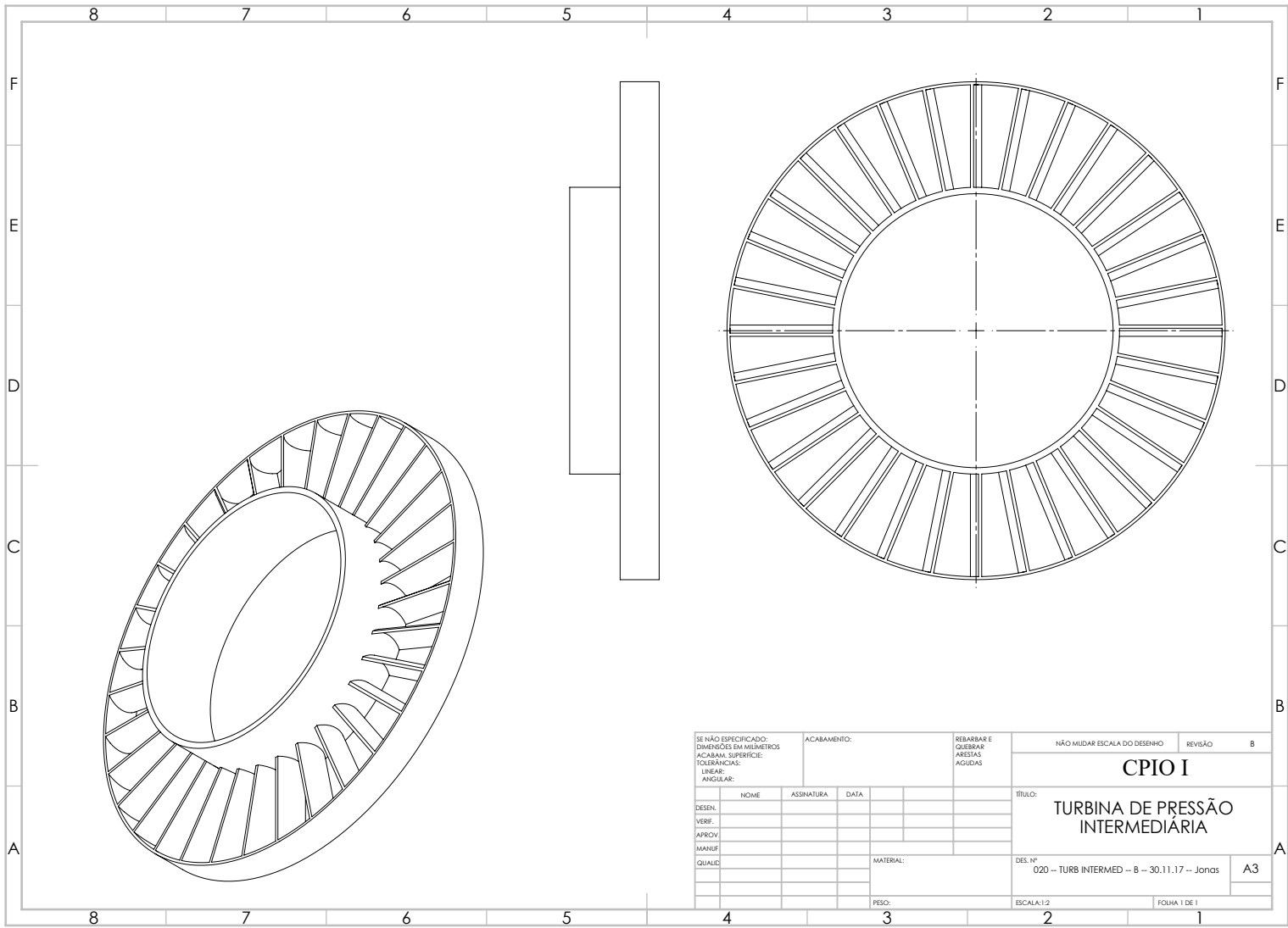
SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS			ACABAMENTO:		REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS		NÃO MUDAR ESCALA DO DESENHO		REVISÃO	B	
ACABAM. SUPERFÍCIE:							TÍTULO: COMPRESSOR DE ALTA PRESSÃO				
TOLERÂNCIAS:									DES. Nº 019 -- PAS COMP ALTA 1 E 2 E 3-- B -- 30.11.17		A3
LINEAR:							MATERIAL:				
ANGULAR:							PESO:				
DESEN.	NOME	ASSINATURA	DATA					ESCALA:1:2		FOHA 1 DE 1	
VERIF.											
APROV.											
MANUF.											
QUALID.											



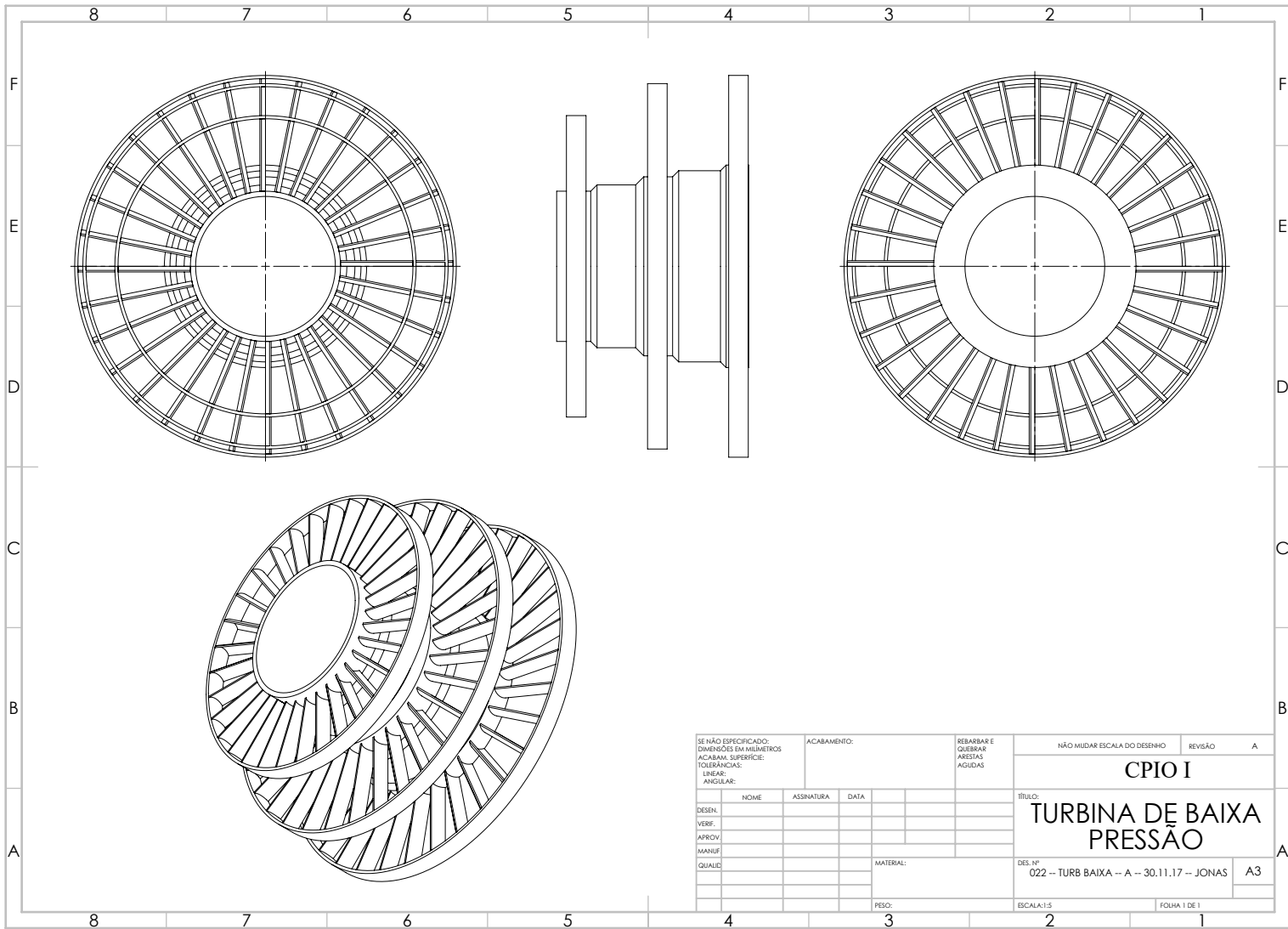
SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS			ACABAMENTO:			REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS			NÃO MUDAR ESCALA DO DESENHO		REVISÃO	B
ACABAM. SUPERFÍCIE: TOLERÂNCIAS: LINEAR: ANGULAR:									TÍTULO: CÂMARA DE COMBUSTÃO			
DESEN.	NOME	ASSINATURA	DATA						DES. Nº 012 -- COMBUST SALA -- B -- 01.12.17 -- Jonas		A3	
VERIF.									MATERIAL:			
APROV.									PESO:			
MANUF.									ESCALA:1:2			
QUALID.									FOHA 1 DE 1			



SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS			ACABAMENTO:		REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS		NÃO MUDAR ESCALA DO DESENHO		REVISÃO	B
ACABAM. SUPERFÍCIE:							TÍTULO: CPIO I TURBINA DE ALTA PRESSÃO			
TOLERÂNCIAS:									DES. Nº 021 -- TURB ALTA -- B -- 30.11.17 -- JONAS	
LINEAR:							MATERIAL:			
ANGULAR:							PESO:		ESCALA:1:2	
DESEN.	NOME	ASSINATURA	DATA						FOHA 1 DE 1	
VERIF.										
APROV.										
MANUF.										
QUALID.										



SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS			ACABAMENTO:		REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS		NÃO MUDAR ESCALA DO DESENHO		REVISÃO	B
ACABAM. SUPERFÍCIE:							TÍTULO: CPIO I TURBINA DE PRESSÃO INTERMEDIÁRIA			
TOLERÂNCIAS:									DES. Nº 020 - TURB INTERMED - B - 30.11.17 - Jonas	
LINEAR:							MATERIAL:			
ANGULAR:							PESO:		ESCALA: 1:2	
DESEN.	NOME	ASSINATURA	DATA						FOHA 1 DE 1	
VERIF.										
APROV.										
MANUF.										
QUALID.										



SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS			ACABAMENTO:		REBARBAR E QUEBRAR ARESTAS AGUDAS		NÃO MUDAR ESCALA DO DESENHO		REVISÃO	A
ACABAR SUPERFÍCIE:							TÍTULO: TURBINA DE BAIXA PRESSÃO			
TOLERÂNCIAS:									DES. Nº 022 -- TURB BAIXA -- A -- 30.11.17 -- JONAS	
LINEAR:							MATERIAL:			
ANGULAR:							PESO:			
DESEN.	NOME	ASSINATURA	DATA					ESCALA: 1:5		FOHA 1 DE 1
VERIF.										
APROV.										
MANUF.										
QUALID.										

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALMEIDA, A. de; EYROSA, L. F.; FERREIRA, R. **Motores Turbo-Jato: Concepção, Funcionamento e Aplicação Na Aviação**. 2008. 86 f. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso) — Curso de Curso de Tecnologia e Manutenção de Aeronaves, Universidade Tuiuti do Paraná, Curitiba, 2008.

BATHIE, W. **Fundamentals of Gas Turbines**. 2. ed. Nova Jersey: John Wiley Sons, 1996. 453 p. ISBN 9780471311225.

BISHOP, C. **The Encyclopedia of Weapons of World War II**. Nova Iorque: MetroBooks, 2002. 544 p. ISBN 9781586637620.

Boeing. 2017. Acesso em 13 out. 2017. Disponível em: <<http://www.boeing.com/defense/v-22-osprey/#/technical-specifications>>.

CALLISTER, W. **Ciência e engenharia de materiais: uma introdução**. 5. ed. Rio de Janeiro: Livros Técnicos e Científicos, 2008. 705 p. ISBN 9788521615958.

GENGEL, Y.; CIMBALA, J. **Mecânica dos Fluidos**. Nova York: McGraw Hill, 2008. 846 p. ISBN 9788580550665.

COHEN, H.; ROGERS, G. F. C.; SARAVANAMUTTOO, H. **Gas Turbine Theory**. 5. ed. [S.l.]: Prentice Hall, 2001. 491 p.

Deutsch Museum. 2015. Acesso em 14 out. 2017. Disponível em: <<http://www.deutsches-museum.de>>.

HENN Érico A. L. **Máquinas de Fluido**. 3. ed. Santa Maria: UFSM, 2012. 496 p.

HÜNECKE, K. **Jet Engines: Fundamentals of Theory, Design, and Operation**. Osceola: Motorbooks International, 1997. 241 p. ISBN 9780760304594.

Impressão 3D Fácil. 2017.

Lockheed Martin. 2017. Acesso em 13 out. 2017. Disponível em: <<http://www.lockheedmartin.com>>.

MORAN, M. J.; SHAPIRO, H. N. **Princípios de Termodinâmica Para Engenharia**. 7. ed. São Paulo: LTC, 2013. 840 p.

Museu Nacional da Força Aérea dos EUA. 2017. Acesso em 13 out. 2017. Disponível em: <<http://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/195665/pratt-whitney-j58-turbojet/>>.

PETRESCU, R.; PETRESCU, F. I. **THE AVIATION HISTORY (NEW AIRCRAFT I) COLOR**. Norderstedt: Books on Demand GmbH, 2013. 217 p. ISBN 978-3-8482-6639-5.

PHILPOT, T. A. **Mecânica dos Materiais: Um sistema integrado de ensino**. 2. ed. São Paulo: LTC, 2013. 730 p.

ROLLS-ROYCE. **The Jet Engine**. New Jersey: Rolls-Royce, 1996. 278 p. ISBN 9780902121232.

Rolls Royce. 2017. Acesso em 3 dez. 2017. Disponível em: <<https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-1000.aspx#technology>>.

ROLLS-ROYCE. **Trent 1000 Infographic**. [S.l.]: Rolls-Royce, 2017. 1 p.

Schaeffler Brasil. 2017. Acesso em 3 dez. 2017. Disponível em: <https://www.schaeffler.com.br/content.schaeffler.com.br/pt/products_services/inafagproducts/rotativ_products/self_aligning_ball_bearings/self_aligning_ball_bearings.jsp>.

Siemens. 2017. Acesso em 10 out. 2017. Disponível em: <<http://mdx2.plm.automation.siemens.com/cfdImage/simulation-airbus-a380>>.

Smithsonian National Air and Space Museum. 2017. Acesso em 12 out. 2017. Disponível em: <<https://airandspace.si.edu>>.

SOUZA, T. P. da Silva e. **Projeto de uma Micro-Turbina à Gás**. 2011. 84 f. Monografia (Especialização) — Curso de Engenharia Mecânica, Centro Federal de Educação Tecnológica de Minas Gerais, Belo Horizonte, 2011.

World War Wings. 2017. Acesso em 12 out. 2017. Disponível em: <<http://worldwarwings.com>>.