

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

Igor Lemes da Costa Ramos

Júlia Tainá Rodrigues das Dores

**ANÁLISE DE UM MOTOR AERONAUTICO: Um estudo
de caso de cliente da CEPROM**

**Taubaté – SP
2017**

Igor Lemes da Costa Ramos

Júlia Tainá Rodrigues das Dores

**ANÁLISE DE UM MOTOR AERONAUTICO: Um estudo
de caso de cliente da CEPROM**

Trabalho de Graduação apresentado para
obtenção do Título de Bacharel em
Engenharia Mecânica do Departamento de
Engenharia Mecânica da Universidade de
Taubaté.

Orientadora: Profa. Ma. Maria Regina Hidalgo
de Oliveira Lindgren.

Co-orientador: Prof. Me. Paulo Cesar Corrêa
Lindgren.

**Taubaté – SP
2017**

**Ficha Catalográfica elaborada pelo SIBi – Sistema Integrado
de Bibliotecas / Unitau - Biblioteca das Engenharias**

R175a

Ramos, Igor Lemos da Costa

Análise de um motor aeronáutico: um estudo de caso de cliente da CEPROM. / Igor Lemes da Costa Ramos, Júlia Tainá Rodrigues das Dores. - 2017.

30f. : il; 30 cm.

Monografia (Graduação em Engenharia Mecânica) –
Universidade de Taubaté. Departamento de Engenharia
Mecânica e Elétrica, 2017

Orientador: Profa. Ma. Maria Regina Hidalgo de Oliveira
Lindgren,

Coorientador: Prof. Me. Paulo Cesar Corrêa Lindgren,
Departamento de Engenharia Mecânica e Elétrica.

1. Estudo de caso. 2. Motor a jato. 3. Turbofan. I. Título.

**IGOR LEMES DA COSTA RAMOS
JÚLIA TAINÁ RODRIGUES DAS DORES**

**ANÁLISE DE UM MOTOR AERONAUTICO: UM ESTUDO DE CASO DE CLIENTE
DA CEPROM**

Trabalho de Graduação apresentado para
obtenção do Título de Bacharel em
Engenharia Mecânica do Departamento
de Engenharia Mecânica da Universidade
de Taubaté.

Data: 21/11/2017

Resultado: 8,5

BANCA EXAMINADORA

Prof. Ma. Maria Regina Hidalgo de Oliveira Lindgren

Universidade de Taubaté

Assinatura _____

Prof. Me. Paulo Cesar Corrêa Lindgren

Universidade de Taubaté

Assinatura _____

Prof. Me. Luiz Ricardo Prieto Hercos

Universidade de Taubaté

Assinatura _____

DEDICATÓRIA

Dedicamos este trabalho aos nossos pais, pois sem eles não seria possível chegarmos até aqui, e a todos que nos apoiaram durante esta etapa de nossas vidas.

AGRADECIMENTOS

Agradecemos primeiramente a Deus por ter nos permitido chegar até aqui, nos dando força durante todo o tempo, aos nossos pais, por nos dar a oportunidade de nos formarmos e chegarmos nesta etapa. Agradecemos também aos professores orientadores, participantes da banca e aqueles que ajudaram de alguma forma direta ou indiretamente. E por fim um ao outro, pela paciência e cooperação durante todo o trabalho.

RESUMO

O presente trabalho de graduação, foi desenvolvido com base em pesquisas exploratórias de motores à jato visando dar ênfase à análise e estudo de caso de um tipo específico de motor, o turbofan. Iniciando com a história de origem dos motores à jato e os tipos existentes, demonstrando suas possíveis aplicações, características e funcionamento, além da eficiência termodinâmica de alguns ciclos de funcionamento de certos motores. No estudo de caso há um detalhamento do principal conjunto e componentes e a explicação do funcionamento de cada seção. No resultado e discussões há uma demonstração com gráficos do funcionamento do motor, exemplificando a vantagem em se utilizar um motor à jato e em parte o turbofan. Concluindo-se que este tipo de motor foi a solução de problemas encontrados no passado devido seu baixo ruído e consumo de combustível.

Palavras-chave: Estudo de caso, motor à jato, turbofan.

ABSTRACT

The present work of TG was developed based on exploratory research of jet engines aiming to emphasize the analysis and case study of a specific type of engine, the turbofan. Starting with the history of origin of the jet engines and the existing types, demonstrating their possible applications, characteristics and operation, in addition to the thermodynamic efficiency of some operating cycles of certain engines. In the case study, there is a breakdown of the main set and components and the explanation of the operation of each section. In the result and discussions, there is a demonstration with graphics of the operation of the engine, exemplifying the advantage in using a jet engine and partly the turbofan. Concluding that this type of engine was the solution to problems encountered in the past due to its low noise and fuel consumption.

Keywords: Aeronautical engine, Case study, turbofan.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Eolípila de Heron	14
Figura 2 – Motor turbojato	16
Figura 3 – Motor turbofan	17
Figura 4 – Motor turbohélice	17
Figura 5 – Diagrama T-s	19
Figura 6 – Diagramas Pressão – Volume e Temperatura – entropia	20
Figura 7 – Motor turbofan em corte	24
Figura 8 – Aberturas laterais em um motor	26
Figura 9 – Gráficos Pressão x Volume	27

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Processos que compõem o ciclo Rankine	19
--	----

LISTA DE SÍMBOLOS

η_{Term}

Rendimento Térmico

área 1-2-2'-3-4-1

Área da figura formada pela ligação dos pontos indicados

área a-2-2'-3-b-a

Área da figura formada pela ligação dos pontos indicados

T_1

Temperatura no ponto 1 do gráfico

T_2

Temperatura no ponto 2 do gráfico

T_3

Temperatura no ponto 3 do gráfico

T_4

Temperatura no ponto 4 do gráfico

SUMÁRIO

1. Introdução	12
1.1 Objetivos	12
1.1.1 Objetivo geral	12
1.1.2 Objetivos específicos	12
1.2 Delimitação do estudo	12
1.3 Relevância do estudo	12
1.4 Organização do trabalho	13
2. Revisão Bibliográfica	15
2.1 Motorização Aeronáutica.....	15
2.2 Motores “A Jato”	16
2.2.1 Diferentes Configurações	16
2.2.2 Vantagens e desvantagens de cada tipo	17
2.3 Eficiência termodinâmica dos motores	19
3. Metodologia	20
3.1 História e características termodinâmica dos motores a jato	21
4. Estudo de Caso: Análise de um motor turbofan	24
5. Resultados e discussões	27
6. Conclusões	29
Referências	

1. INTRODUÇÃO

Constituindo-se em um item de suma importância para toda a aviação comercial e militar, o estudo dos motores aeronáuticos vem despertando um crescente interesse por parte da comunidade, tanto acadêmica quanto industrial, sendo que neste trabalho foram abordadas a história de origem, os tipos de motores à jato, uma revisão de literatura da eficiência termodinâmica de alguns ciclos de funcionamento de motores e o detalhamento de alguns componentes que fazem parte da construção de um motor, necessário para o delineamento de um motor a reação, de categoria dos turbofans.

1.1 Objetivos

1.1.1 Objetivo Geral

Realizar um levantamento bibliográfico sobre a história e evolução dos motores, focalizando em estudo de caso único de um motor aeronáutico, do tipo turbofan.

1.1.2 Objetivos Específicos

Os objetivos específicos irão apresentar os principais componentes, e suas seções, que constituem o motor, explicando principalmente o funcionamento de cada um. Apresentando assim as vantagens e desvantagem de sua utilização, e o quão viável é para cada um, fazendo comparações com outros tipos de motores.

1.2 Delimitação do estudo

Este estudo de caso se concentra em um motor a reação do tipo turbofan, pois há restrição de tempo para ser feito um estudo que aborde todos os tipos de motores à jato, e também devido a delimitação de desenvolvimento do mesmo.

1.3 Relevância do estudo

Como existe uma tendência do aumento do uso do transporte aeronáutico, o interesse pelo funcionamento, componentes, construção e projeto de seus motores

se tornou uma curiosidade para leigos no assunto, e de extrema importância para profissionais que atuam ou que pretendem atuar nesse segmento.

Por se tratar de um tema mais específico, não há tantos estudos publicados. Com isso em mente, este estudo é de grande relevância para conhecimento do funcionamento de um tipo específico de motor, suas vantagens e desvantagens em sua utilização comparado a outros tipos. Será de grande utilidade a disponibilização deste trabalho para conhecimento público.

1.4 Organização do trabalho

Este trabalho se inicia com a introdução, onde estão inclusos os objetivos geral e específicos, delimitação e relevância do estudo, além da organização do trabalho. Em seguida temos a revisão bibliográfica que aborda desde a história dos motores aeronáuticos até a eficiência dos motores. As partes que se seguem são metodologia, um estudo de caso da análise de um motor turbofan, resultados e discussões, finalizando com conclusões/considerações e referências.

2. REVISÃO DA LITERATURA

2.1 Motorização Aeronáutica

Ainda não se sabe exatamente quem descobriu os princípios da propulsão à jato, mas historiadores afirmam que um sábio matemático chamado Heron inventou um dispositivo com o funcionamento básico de um propulsor a jato, chamado Eolípila (Figura 1), constituído de uma esfera rotativa movida pelo vapor d'água proveniente de uma bacia localizada abaixo, saindo por bocais na esfera fazendo a mesma girar (BAPTISTA, 2015).

Figura 1: Eolípila de Heron



Fonte – <http://historiofobia.blogspot.com.br/2010/11/invencoes-da-antiguidade-eolipila.html>

Os primeiros motores utilizados em aviões foram motores a combustão em linha invertidos, isso era feito com o intuito de que a hélice ficasse mais afastada do solo e acoplado ao virabrequim do motor. Em seguida passaram a ser utilizados motores rotativos, porém geraram muitos problemas e não foram utilizados por muito tempo, sendo substituídos por motores em V.

Os motores radiais surgiram depois como uma evolução dos motores rotativos, pois foram corrigidos os problemas e oferecia uma complexidade menor em relação aos motores em V. Após anos utilizando motores com pistões, foi inventada a tecnologia dos motores a reação, que são utilizados atualmente com os turbojatos, turbofan e turboélices.

Frank Whittle patenteou o motor a jato em 1930 na Inglaterra, porém, devido à falta de incentivos, o primeiro avião a jato que conseguiu levantar voo foi fabricado na Alemanha, o motor utilizado foi projetado por Hans Von Ohain e isso ocorreu em 1939. Embora tenha sido na mesma época, os aviões a jato não tiveram grande participação na segunda guerra mundial, mas após a guerra a Inglaterra liderou o desenvolvimento desse tipo de aeronave. O primeiro avião a jato utilizado para o transporte de passageiros foi feito em 1949, seu nome era De Havilland Comet I e utilizava quatro motores, conseguindo atingir uma velocidade de 788km/h. A Boeing fabricou o primeiro jato “jumbo”, assumindo a liderança no setor, alcançando velocidade próxima à do som e capacidade para 500 passageiros (ALMEIDA; EYROSA; FERREIRA, 2008).

O primeiro avião transnacional foi o Concorde, construindo com a parceria entre Inglaterra, responsável pelos motores e parte eletrônica e França que forneceu os pós-queimadores e toda a parte hidráulica. A partir do momento em que a eficiência passou a ser prioridade, devido aos primeiros motores a jato consumirem quantidades excessivas de combustível, eram muito barulhentos e poluíam muito, a solução foi a turbina a jato, desenvolvida pela empresa Pratt & Whitney nos Estados Unidos em 1958. Passou a ser utilizado por aviões de grande porte por ser mais econômico e menos ruidoso. Os motores a jato começaram a ficar populares na década de 1970, com vários projetos de pequenos bimotores. Um bom exemplo foi o Learjet, um bimotor de dois lugares, tinha um comprimento menor que 9 metros, pesava 3730 quilogramas vazio e conseguia alcançar duas vezes a velocidade do som e subia 6000 metros em apenas um minuto.

2.2 Motores “A Jato”: Principais Características

Como qualquer outro tipo de motor, os motores a jato possuem suas partes principais. A modificação ou acréscimo em torno de suas partes principais é o que define o tipo de motor (ALMEIDA; EYROSA; FERREIRA, 2008).

Um motor a jato funciona de modo semelhante a um balão cheio de ar, ao soltar o bico por onde o balão é inflado, o mesmo “voa” em sentido oposto a saída do ar. O motor aeronáutico possui as mesmas fases de um motor automotivo, que são: admissão, compressão, expansão e escapamento. Um motor de arranque inicia o movimento do motor, fazendo com que o ar seja admitido, comprimido, enviado

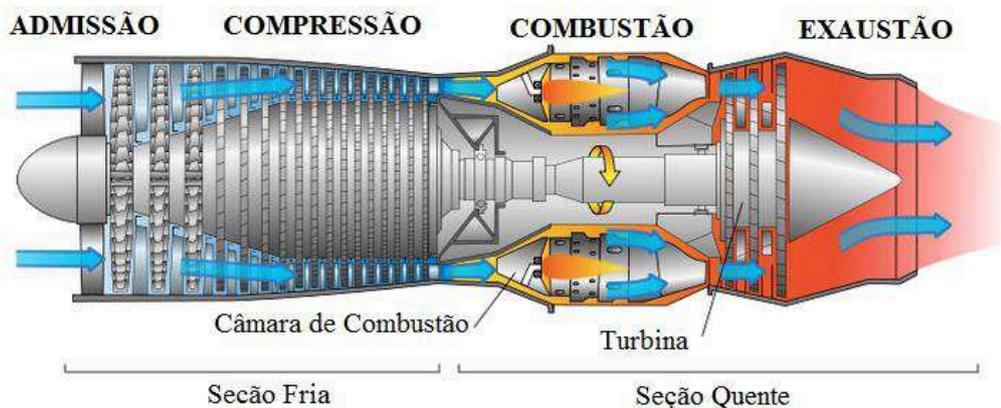
para a câmara de combustão onde o combustível é injetado continuamente, diferente de motores automotivos que é feito de forma intermitente, apenas uma porcentagem do ar presente na câmara é utilizado para a combustão, o restante se expande com o calor da explosão gerando uma grande pressão interna devido ao volume pequeno em comparação com a expansão dos gases, e no último estágio o ar passa pelas pás da turbina e depois é expelido do motor (BAPTISTA, 2015).

2.2.1 Diferentes Configurações

As configurações a jato mais utilizadas atualmente são as turbojato, turbofan e turbohélice. Cada um com suas características e aplicações próprias.

Em um motor turbojato (Figura 2), se a temperatura de combustão for alta, a eficiência será maior. Atualmente alguns motores utilizam as pás da turbina feitas em cerâmica para aguentarem altas temperaturas.

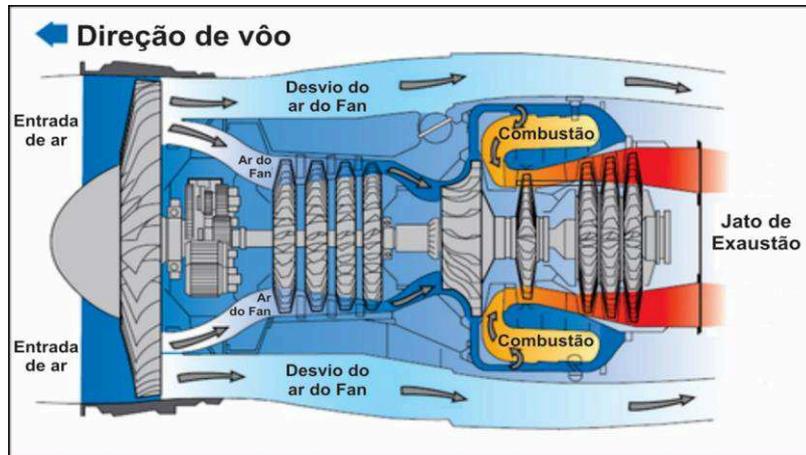
Figura 2 – Motor turbojato



Fonte: <https://sratoz.wordpress.com/tag/pos-queimador/>

O motor turbofan (Figura 3) é o motor a reação mais utilizado atualmente, sendo uma mistura do motor turbojato e turbohélice, utiliza o *fan*, que imita a hélice para gerar tração e admitir o ar que vai para a câmara de combustão, onde ocorre a reação.

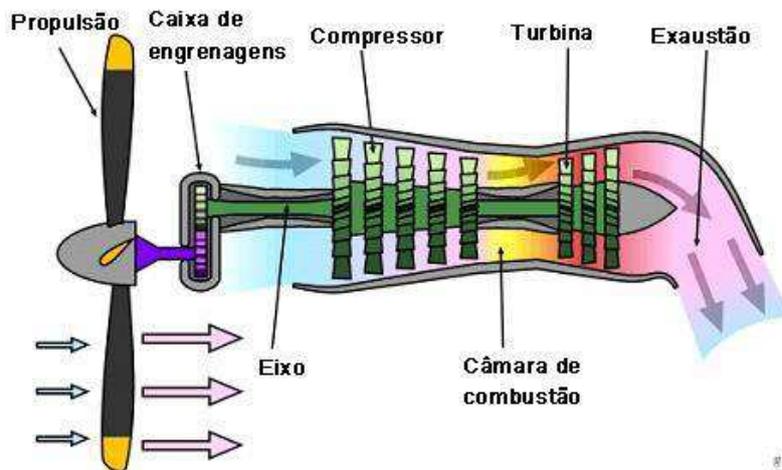
Figura 3 – Motor turbofan



Fonte: <https://mechanical-engg.com/gallery/image/2204-using-air-bypass-to-cool-rocket-enginepng/>

Em um motor turbohélice (Figura 4) a energia dos gases é quase totalmente aproveitada pela turbina para acionar a hélice, mas como a turbina gira em altíssimas rotações, é utilizada uma caixa de engrenagens para reduzir essas rotações.

Figura 4 – Motor turbohélice



Fonte: <http://www.pasionporvolar.com/motores-de-aviacion-reactores/>

2.2.2 Vantagens e desvantagens de cada tipo

Os motores turbojatos geram uma ótima força propulsiva, porém consomem uma quantidade muito grande de combustível quando utilizado em baixas altitudes e

velocidades, são mais utilizados em aviões de caça. Já os motores turbofan são os mais utilizados em aviões comerciais, como é possível verificar na figura 3, ele possui um sistema com um ventilador na admissão, podendo ser chamadas de *fan* dando origem ao nome do motor, esses ventiladores giram na velocidade do eixo do motor, gerando de 30% a 75% da força de tração do motor, e devido a sua enorme área de admissão ele acelera uma maior massa de ar que um turbojato, de todo esse ar admitido, apenas uma pequena parte é utilizada na queima de combustível, assim sendo possível gerar grande tração aliado a um baixo consumo de combustível, suas principais desvantagens são tamanho e peso, que são muito superiores quando comparado a um motor turbojato.

O motor turbohélice é basicamente um motor a jato com uma hélice acoplada, que gera cerca de 90% da tração total, suas desvantagens são as mesmas de um turbofan, porém ele fornece uma tração maior em velocidades mais baixas devido a hélice movimentar grandes massas de ar, ele auxilia tanto na decolagem quanto no pouso de uma aeronave (PALHARINI, 2015).

2.3 Eficiência termodinâmica dos motores

Segundo Van Wylen et al, 1995, algumas centrais de potência funcionam de acordo com um ciclo, ou seja, o fluído passa por alguns processos e ao final retorna ao seu estado inicial. Em outras centrais, por exemplo turbina a gás e motor de combustão interna, o equipamento opera como um ciclo mecânico, mas o fluído não passa por um ciclo termodinâmico, com isso ao final do processo esse fluído apresenta uma composição química diferente do inicial. Neste caso é comum utilizar o termo de ciclo aberto, embora seja um termo errado para ser utilizado nesse contexto, e uma central a vapor opera como um ciclo fechado. É interessante ser feita a análise de um ciclo ideal, semelhante ao real, e com isso é possível determinar variáveis de aumento de desempenho.

O ciclo Rankine ocorre em regime permanente, baseado em quatro processos, sendo que em um primeiro estado é líquido saturado e no terceiro vapor saturado ou superaquecido, este ciclo é ideal para utilização unidade motora simples a vapor, os processos do ciclo estão indicados abaixo (Quadro 1).

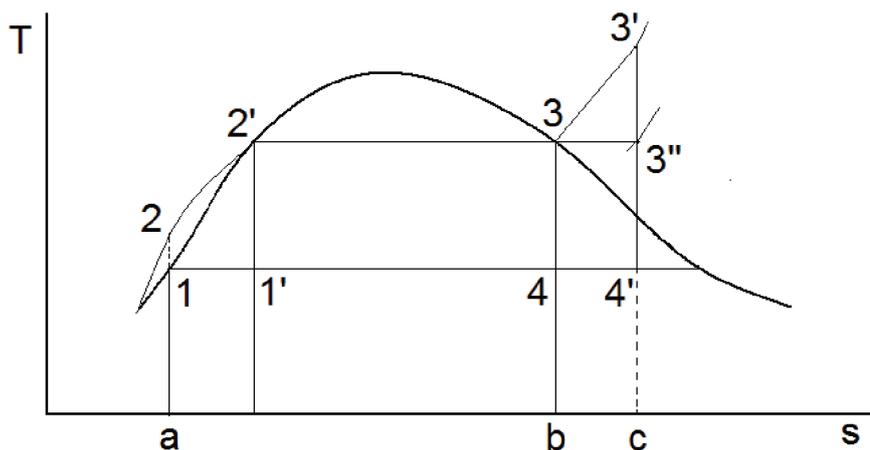
Quadro 1 – processos que compõem o ciclo Rankine

1 - 2: Processo de bombeamento adiabático reversível, na bomba
2 - 3: Transferência de calor a pressão constante, na caldeira
3 - 4: Expansão adiabática reversível, na turbina
4 - 1: Transferência de calor a pressão constante, no condensador

Fonte: Adaptado pelos autores

Ainda segundo os mesmos autores, desprezando as variações de energia potencial e cinética, o trabalho líquido e a transferência de calor podem ser definidos pelas áreas do diagrama temperatura (T) – entropia (s) (Figura 5).

Figura 5 – Diagrama T-s



Fonte: Adaptado pelos autores.

O calor fornecido ao fluido é denominado pela área $a-2-2'-3-b-a$ e o calor retirado é denominado pela área $a-1-4-b-a$. De acordo com a primeira lei da termodinâmica é possível definir o trabalho calculando a diferença entre essas duas áreas, ou seja, a área $1-2-2'-3-4-1$. Assim o rendimento é definido pela fórmula:

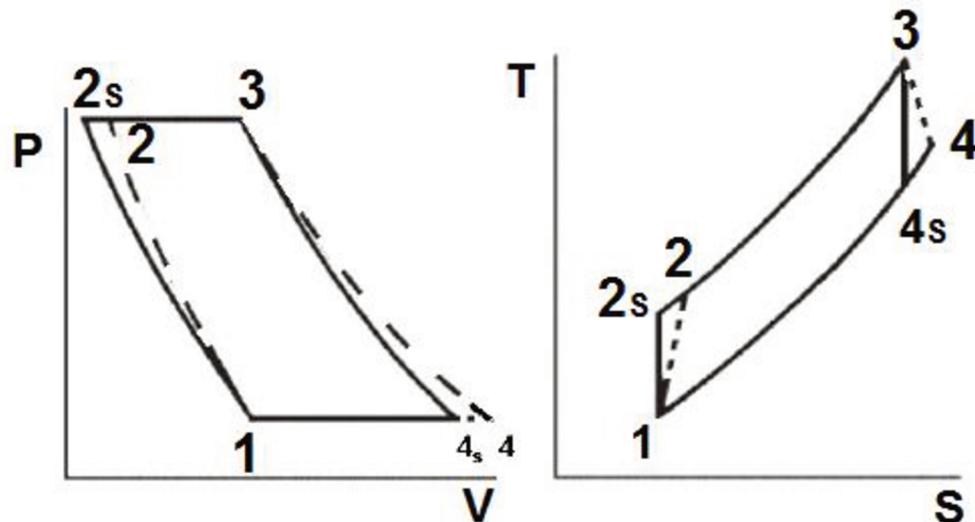
$$\eta_{Term} = \frac{\text{área } 1-2-2'-3-4-1}{\text{área } a-2-2'-3-b-a} \quad (2.1)$$

Finalizando de acordo com os mesmos autores, no ciclo Rankine é importante considerar as temperaturas médias de calor fornecido e retirado, pois esses fatores

influenciam no rendimento, qualquer variação que aumente a temperatura média em que o calor é fornecido ou diminua a temperatura média no qual o calor é retirado, o rendimento do mesmo será maior.

O ciclo Brayton é considerado o ideal para utilização em turbina a gás, tal ciclo é representado pelos diagramas pressão – volume e temperatura – entropia (Figura 6), onde é possível observar que a compressão e expansão são isentrópicas, o ciclo real é definido pelos pontos 1, 2, 3 e 4 (RAMOS, 2007).

Figura 6 – Diagramas Pressão – Volume e Temperatura – entropia



Fonte: Adaptado pelos autores

Dois parâmetros são mais significantes nesse ciclo: temperatura e relação de pressão, no ciclo real é impossível evitar perdas, por isso a pressão no começo da expansão, ponto 3 da Fig. 6, é um pouco menor do que no ponto 2. Para obter os primeiros valores da eficiência térmica, é utilizado a clássica análise termodinâmica, considerando a pressão e calor específico constante, demonstrado na equação a seguir:

$$\eta_{Term} = 1 - \frac{T_1}{T_2} \times \frac{T_4/T_1 - 1}{T_3/T_2 - 1}$$

(2.2)

Em motores de combustão interna, normalmente esse rendimento varia entre 26% e 30%, mas para ser definido um valor mais aproximado desse rendimento, é necessário definir qual o combustível a ser utilizado, pois cada fluido possui suas

próprias características, gerando diferentes valores de eficiência, desempenho e emissões.

Sempre houve preocupação com a eficiência desse tipo de motor, e existem algumas condições que permitem um aproveitamento máximo, que são: Maior cilindrada do motor, grandes velocidades de trabalho, maior taxa de compressão e maior taxa de expansão. Essa busca por motores mais eficientes na atualidade, se deve não somente para maior desenvolvimento tecnológico e econômico, mas principalmente pela sustentabilidade do meio ambiente.

3. METODOLOGIA

Ao iniciar um trabalho científico, é necessário selecionar o foco da pesquisa, que é constituído pela revisão da bibliografia, recomendação de pesquisadores e amigos ou a partir de conhecimento próprio, que apoie a metodologia escolhida (CRESWELL, 1994).

Após a definição do foco, deve-se escolher o modelo de pesquisa, que servirá de orientação para as próximas decisões. Esse modelo pode ser definido como quantitativo ou qualitativo (PEREIRA, 2007; DA SILVA, 2005).

Segundo Bryman (1989), uma análise quantitativa é mais clássica por apresentar metodologias claras com baixo risco, do mesmo modo que os instrumentos com menor tempo gasto, esse tipo de pesquisa julga qualquer coisa que possa ser quantificado, ou seja, a tradução em números para poder classificar, analisar opiniões e informações, com isso sendo necessário utilizar técnicas e recursos de estatística.

Para Da Silva (2005), a análise qualitativa, não possui metodologias claras, assim sendo necessário assumir os riscos de procedimentos que geram dúvidas. É um tipo de análise que julga entre o mundo objetivo e a impalpabilidade do indivíduo, assim não sendo necessário a utilização de ferramentas estatísticas.

Definido o objetivo, existem três classificações possíveis para a pesquisa, podendo ser explicativa, descritiva ou exploratória.

A pesquisa explicativa identifica os fatores que influenciam no acontecimento de algum fenômeno, exige um investimento maior em teorização, síntese e reflexão a partir do tema escolhido.

A pesquisa descritiva realiza o estudo, registro, análise e a interpretação de acontecimentos do mundo sem que o pesquisador interfira. Devendo apenas descobrir quantas vezes o fenômeno se repete ou o funcionamento e estrutura de algum método, processo ou sistema (GIL, 1991).

A pesquisa exploratória permite um maior aprofundamento no problema, para torna-lo compreensível e definir um conceito sólido para que se possa elaborar hipóteses, sempre com base em uma pesquisa bibliográfica e entrevistas com pessoas que passaram ou vivenciaram o problema (GIL, 1991; MALHOTRA, 2004).

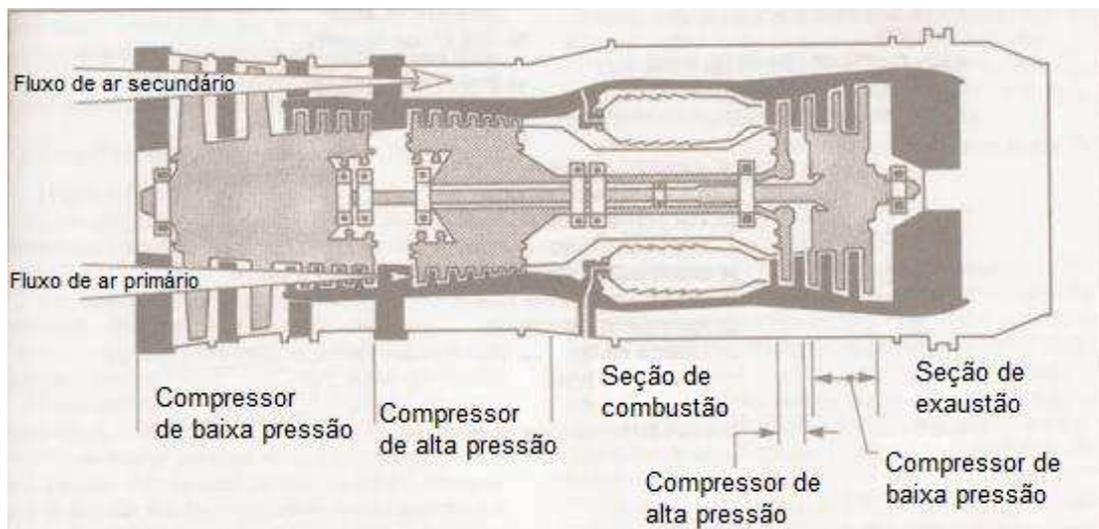
A metodologia para desenvolvimento do estudo está baseada na pesquisa exploratória de bibliografia existente acerca de desenvolvimento de produtos e

sistemas técnicos, motores aeronáuticos, aviação civil regional e normas para homologação de produtos e peças aeronáuticas para aplicação em aeronaves regionais. As informações obtidas estão apresentadas de maneira a fornecer uma base de dados capaz de suprir a necessidade de empresas, engenheiros e projetistas num desenvolvimento futuro. Os dados compilados e organizados formam a base para a apresentação dos fatores de influência no projeto de um motor turbofan para aplicação em aeronaves civis de transporte regional.

4. Estudo de Caso: análise de um motor turbofan

Como já citado anteriormente, o motor turbofan é uma junção do motor turbojato e turboprop. Analisando os vários modelos diferentes de motores, foi realizado um estudo para explicar o funcionamento e a função das principais partes deste determinado motor. Com base no motor turbofan em corte (Figura 7), pode-se definir:

Figura 7 – Motor turbofan em corte



Fonte: <http://manutencaodeaeronaves2011-2013.blogspot.com.br/2012/07/>

Entrada de ar primária e secundária: O motor turbofan possui uma grande área de admissão de ar. Todo esse ar é admitido através do bocal pelo *fan*, sendo dividido em primário e secundário. O fluxo de ar primário passa por todas as partes internas do motor, começando pelo compressor de baixa pressão e saindo pela seção de exaustão. Já o fluxo de ar secundário, após passar pelo "*fan*" é direcionado para a parte externa do motor, mas ainda dentro de sua carenagem, esse fluxo não é utilizado para o funcionamento do motor, ele serve para gerar empuxo ao se encontrar com o ar quente do fluxo primário. A razão *bypass* é definido entre os fluxos primário e secundário, por exemplo, se quatro partes de ar são direcionados como fluxo secundário e uma parte como primário, o *bypass* desse motor é de 4:1.

Compressor de baixa e alta pressão: Localizado na seção fria do motor sua principal função é fornecer continuamente a demanda necessária de ar comprimido sem turbulência, com velocidade e pressão necessários para a câmara de combustão. Em alguns casos o compressor possui uma segunda função, que é

fornecer esse ar comprimido para ser utilizado em outros sistemas do avião como acionamento de instrumentos, sistema de anti-gelo e degelo, pressurização e refrigeração da cabine.

Os primeiros motores a reação utilizavam compressores radiais, que recebe esse nome pois o fluxo de ar é admitido no sentido axial, mas depois passa a fluir pelo compressor no sentido radial, graças a força centrífuga. Porém atualmente o compressor utilizado é axial, onde o fluxo de ar passa por todo o compressor no sentido axial, ou seja, paralelo ao eixo do compressor. Esse tipo de compressor passou a ser utilizado devido a limitações técnicas como o alto fluxo de ar que deveria ser redirecionado para a câmara de combustão nos compressores radiais.

Seção de combustão: Localizado na seção quente do motor, entre o compressor e a turbina de alta pressão, suas principais funções são formar uma mistura homogênea de ar e combustível, queimar totalmente essa mistura para maior eficiência e rendimento do motor, resfriar os gases que resultam na queima dentro da câmara de combustão e drenar o combustível que não for queimado. Esse sistema é montado no mesmo eixo do compressor, a mistura de ar e combustível é feito dentro da própria câmara onde é queimado, porém existe uma zona de combustão que não pode se estender até a saída da câmara, esses gases devem ser resfriados antes de chegarem a turbina, pois suas palhetas não suportam a alta temperatura atingida pela queima.

Qualquer câmara de combustão possui uma “carcaça externa” e uma “camisa interna perfurada”, o fluxo de ar que vem dos compressores é dividido em dois, um é utilizado para queima e o outro passa e entre a camisa e a carcaça sem participar da queima, esse fluxo se mistura com os gases resultantes da queima para resfriá-los.

Turbinas de alta pressão e baixa pressão: Também localizada na seção quente do motor, entre a seção de exaustão e de combustão. Sua função é transformar a energia cinética dos gases, ao saírem da seção de combustão, em energia mecânica, assim acionando o compressor para o funcionamento contínuo do motor e seus acessórios. Essa turbina é chamada de “turbina a gás impulsora a reação”, seu conjunto consiste basicamente em dois elementos, estator e rotor. Nesse tipo de compressor axial, as aletas estatoras que estão localizadas logo após a saída da câmara direcionam os gases de forma divergente, acelerando e direcionando os gases para as aletas rotoras que direcionam de forma convergente, onde ocorre a transformação da energia cinética em mecânica.

Seção de exaustão: É o estágio final do motor, o empuxo gerado para a movimentação da aeronave é resultante da descarga dos gases gerados pela queima da mistura ar/combustível sob pressão, somado com o fluxo de ar secundário admitido pelo *fan* e que passa por fora do motor, atravessando toda a carenagem, essa força de mesma intensidade com sentido contrário é gerada de acordo com a terceira lei de Newton “ação e reação”. O choque do ar frio do fluxo secundário com o ar quente resultante da expansão dos gases diminui o ruído gerado pela exaustão dos gases.

Outra função importante na exaustão dos gases é o inversor de tração, devido ao aumento na velocidade dos aviões, apenas o freio nas rodas deixou de ser o suficiente para diminuir a distância de aterragem, e isso levou os projetistas a usarem os gases no escapamento como freio, mudando ou revertendo sua direção. O modo mais comum em aviões comerciais é o “*blocker door*”, que bloqueia a saída de ar na traseira da turbina e direciona o fluxo em ângulos diferentes através de aberturas laterais, como mostrado na figura 8.

Figura 8 – Aberturas laterais em um motor



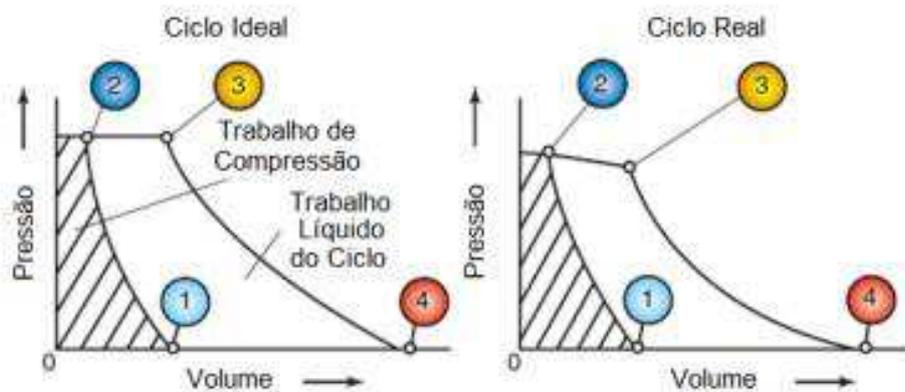
Fonte: <http://12horasnotciassobreaviacao.blogspot.com.br/2011/07/como-funcionam-os-reversos-dos-motores.html>

5. RESULTADOS E DISCUSSÕES

O conhecimento sobre a frota brasileira de aeronaves e os motores utilizados fornecem informações detalhadas sobre o tamanho e capacidade de cada aeronave e suas aplicações, bem como os motores necessários em cada uma destas aeronaves e suas características técnicas e operacionais. Obteve-se a elaboração completa de todos os fatores de influência para o projeto de um motor turbofan aeronáutico direcionado para aplicação de transporte regional.

A máxima quantidade de calor que pode ser liberada na turbina, depois da combustão, é definida de acordo com os materiais utilizados para a construção das pás. Devido a utilização de materiais modernos e processos para o resfriamento das pás é possível trabalhar com temperaturas mais elevadas no escape, em torno de 1400 °C. Antes de chegar a esse estágio, o motor possui outras etapas tão importantes quanto o escape, demonstrado pelos gráficos de Pressão x Volume (Figura 9).

Figura 9 – Gráficos Pressão x Volume



Fonte: Adaptado pelos autores.

Esses quatro estágios são definidos por admissão e compressão (1 – 2) onde o ar entra com pressão e temperatura ambientes e após admitido é comprimido, conseqüentemente o volume diminui e aumentam a pressão e temperatura, quanto maior a razão de compressão, maior será a eficiência térmica e menor o consumo. Combustão (2 – 3) onde o combustível é injetado continuamente e queimado, assim aumentando novamente o volume e mais ainda a temperatura, expansão pela turbina (3 – 4) e expansão para a atmosfera (4).

Essa definição pode ser utilizada para o motor turbojato e, em parte, para o motor turbofan, e é nessa diferença que se verifica a vantagem em utilizar esse tipo de motor em aeronaves comerciais, e com a evolução da tecnologia está começando a ser utilizada na área militar também. Essa diferença é o fluxo secundário (*bypass*), que complementa o fluxo de ar gerado pela combustão, do motor, após passar pelos compressores de alta e baixa pressão, com isso a maior parte da força gerada pelo motor é através desse fluxo secundário, permitindo aliar baixo consumo de combustível com grande força de empuxo. Apesar de apresentar um jato mais lento, os turbofans são mais silenciosos do que equivalentes turbojatos.

6. CONCLUSÃO

O avião Concorde, por exemplo, conseguia atravessar o atlântico em menos de três horas, a uma velocidade duas vezes maior que a do som. Porém uma aeronave com essa capacidade possui as suas desvantagens, o consumo de combustível era alto e o barulho ao ultrapassar a barreira do som foram os motivos pelo qual limitaram seu sucesso.

Esses problemas foram solucionados com o motor turbofan, claro que não é possível atingir as mesmas velocidades, porém uma velocidade entre 700 km/h e 1000 km/h é ótimo para aplicação em aeronaves comerciais. Como já citado anteriormente, graças ao *fan* e fluxo "*bypass*" tornou-se possível atingir essas velocidades com um baixo ruído e consumo de combustível.

Informações e dados técnicos de motores e suas características foram avaliadas de maneira a observar as melhores práticas no desenvolvimento de motores turbofan, obtendo-se parâmetros suficientes para dar início à um projeto de desenvolvimento.

REFERÊNCIAS

- ALMEIDA, A.; EYROSA, L. F.; FERREIRA, R. **Motores Turbo-Jato**: Conceção, Funcionamento e aplicação na aviação. 2008. 85 f. TCC (Graduação) - Curso de Tecnologia e Manutenção de Aeronaves, Universidade Tuitui do Paraná, Curitiba, 2008. Disponível em: <<http://tcconline.utp.br/wp-content/uploads/2013/06/MOTORES-TURBO-JATO.pdf>>. Acesso em: 18 maio 2017.
- BAPTISTA, É. H. **Motores à reação**. [S.l.]: Autoral, 2015. 45 p. Disponível em: <<http://docslide.com.br/documents/apostila-de-motores-a-reacao-562536b529a11.html>>. Acesso em: 15 maio 2017.
- BRAIN, M. **How Gas Turbine Engines Work**. How stuff works. Disponível em: <<http://science.howstuffworks.com/transport/flight/modern/turbine.htm>> Acesso em Out. 2017.
- BRYMAN, A. **Research Method and Organization Studies**. London, New Fetter Lane, 1989.
- CRESWELL, J. W. **Research Design: qualitative & quantitative approaches**. Resumofeitopor Elisabeth Adriana Dudziack. London: Sage, 1994.
- DA SILVA, E. L. **Metodologia da pesquisa e elaboração de dissertação**. 138 p. 4 ed. rev. Atual – Florianópolis: UFSC, 2005.
- MALHOTRA, N. K. **Pesquisa de Marketing: Uma Orientação Aplicada**. 3. ed. Porto Alegre: Bookman, 2004.
- MENDOZA, D. R. **Funcionamiento de uma turbina tipo turbofan**. Cielus. Disponível em: <<http://cielus.wordpress.com/turbofan/>> Acesso em: Out. 2017.
- PALHARINI, M. J. A. **Teoria e Construção de Motores**. [S.l.]: Asa Soberana, 2015. 103 p. Disponível em: <<http://aviacaomarte.com.br/wp-content/uploads/2015/04/01Teoria-Construcao-de-Motores.pdf>>. Acesso em: 17 maio 2017.
- PEREIRA, V. R. Necessidades do cliente do setor automobilístico: um estudo das percepções de agentes dos elos da cadeia automotiva. – 112p. Dissertação (Mestrado) - Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, 2007.
- RAMOS, E. F. **Análise do desempenho de um sistema de cogeração com uma microturbina a gás natural**. Rio de Janeiro: Puc-rio, 2007. 174 p. Disponível em: <https://www.maxwell.vrac.puc-rio.br/Busca_etds.php?strSecao=resultado&nrSeq=10387@1>. Acesso em: 28 set. 2017.
- VAN WYLEN, G. J.; SONNTAG, R. E.; BORGNAKKE, C. **Fundamentos da termodinâmica clássica**. 4. ed. São Paulo: Edgard Blucher Ltda, 1995. 585 p. Tradução da quarta edição americana.