

PONTIFÍCIA UNIVERSIDADE CATÓLICA
DO RIO DE JANEIRO



Rafael da Mota Chiavegatto

**Comparação das eficiências energética e exergetica de
turbina a gás aeronáuticas**

Projeto de Graduação

Projeto de Graduação apresentado ao Departamento de
Engenharia Mecânica da PUC-Rio

Orientador: Florian Alain Yannick Pradelle

Rio de Janeiro
Dezembro de 2018

AGRADECIMENTOS

Agradecer primeiramente a Deus que me deu força, saúde e determinação para superar todas as barreiras encontradas ao longo do curso de engenharia mecânica.

Aos meus pais Vladimir e Marilena, pelo apoio, carinho, preocupação e por todo o esforço que sempre fizeram por mim para possibilitar estar na Puc-Rio.

Ao meu irmão Diogo, pelo apoio durante a graduação.

A minha namorada Gabriella, que apesar das barreiras que encontrei ao longo do curso, sempre esteve presente, trazendo incentivo, amor, calma, carinho e paz.

Ao meu orientador Florian Pradelle, pela dedicação, profissionalismo, paciência, ajuda e entusiasmo na elaboração deste trabalho.

Aos amigos de trabalho, Vinícius André, Daniel Santos, Márcio Breder, Gabriel Pedreira, Diogo Cartier e Edison Silva pela oportunidade de aprendizagem, possibilidade de uso dos dados essenciais para o projeto e pelo crescimento profissional e pessoal.

Aos amigos de faculdade pela amizade e apoio durante esses anos.

Obrigado a todos.

RESUMO

Comparação das eficiências energética e exergética de turbina a gás aeronáuticas

A última fase de todo o processo de revisão de um motor aeronáutico é o teste da sua performance. A partir das informações adquiridas em testes realizados no banco de provas, pode-se saber o real estado do motor e identificar possíveis necessidades de manutenção de um ou mais componentes.

Neste trabalho, foram utilizados dados de um mesmo modelo de uma turbina a gás aeronáutica, porém três versões distintas e dois regimes de potência. Os dados de pressão, temperatura e vazões de ar e combustível, assim como a caracterização do combustível, permitiram a simulação numérica do ciclo Brayton aberto usando o software Matlab.

Os resultados obtidos dão acesso a informações essenciais para o completo estudo das eficiências energética e exergética de cada componente dos modelos de turbina a gás aeronáutica estudados.

A dissertação tem como objetivo identificar e entender as diferenças no desempenho de cada módulo para cada regime de potência e versão escolhida. Os resultados foram confirmados a partir de uma comparação com os resultados obtidos a partir das literaturas.

Palavras chaves: Turbina. Termodinâmica. Energia. Exergia.

ABSTRACT

Comparison of aeronautical gas turbine energy and exergy efficiency

The last process of the whole overhauling process of an aeronautical engine is the test of its performance. From the information acquired in tests carried out in the test cell, one can know the actual state of the motor and identify possible maintenance needs of one or more components. In this work, we used data from the same model of an aeronautical gas turbine, but three different versions and two power regimes. Pressure, temperature and air and fuel flow data, as well as fuel characterization, enabled numerical simulation of the open Brayton cycle using Matlab software.

The results obtained give access to essential information for the complete study of the energy and exergetic efficiencies of each component of the aeronautical gas turbine models studied.

The dissertation aims to identify and understand the differences in performance of each module for each power scheme and version chosen. The results were confirmed from a comparison with the results obtained from the literature.

Keywords: Turbine. Thermodynamics. Energy. Exergy.

Sumário

1. Introdução	13
1.1. Breve histórico	13
1.2. Critérios gerais das turbinas aeronáuticas	16
1.2.1. Empuxo	16
1.2.2. Temperatura de exaustão	17
1.2.3. Consumo de combustível	17
1.2.4. Fluxo de ar	17
1.2.5. Rotação de N1 e N2	18
2. Revisão Bibliográfica	19
3. Aquisição dos Dados	21
3.1. Constituição Geral do CFM56-7	22
3.1.1. Fan e booster	24
3.1.2. Compressor de alta pressão	25
3.1.3. Câmara de combustão	25
3.1.4. Turbina de alta pressão	26
3.1.5. Turbina de baixa pressão	27
3.1.6. Caixa de acessórios	27
3.2. Banco de Provas	28
3.2.1. Tipos de bancos de teste	28
3.2.2. Procedimento de teste	29
4. Análise teórica	30
4.1. Ciclo Brayton ideal	30
4.2. Conceitos gerais	32
4.2.1. Equação da continuidade	32
4.2.2. 1ª lei da termodinâmica	32
4.2.3. Balanço de exergia	35
4.3. Reação de combustão	37
4.4. Estações de fluxo de ar	38
4.4.1. Compressor de baixa pressão	39
4.4.2. Compressor de alta pressão	41
4.4.3. Câmara de combustão	42
4.4.4. Turbina de alta pressão	45

4.4.5. Turbina de baixa pressão	47
5. Metodologia	48
5.1. Dados experimentais	48
5.2. Simulação do Matlab	48
6. Resultados e Discussão	49
6.1. Perfis de pressão e temperatura	49
6.1.1. Temperaturas	49
6.1.2. Pressão	51
6.2. Eficiências	52
6.2.1. Potências fornecidas e produzidas	52
6.2.2. Eficiência energética	54
6.2.3. Exergia	55
6.2.4. Eficiência exergética	57
6.2.5. Comparação entre rendimento e trabalho líquido	58
7. Conclusão	61
8. Bibliografia	62
Anexo 1 - MATLAB	66

Lista de figuras

Figura 1 - Representação dos ciclos aberto de uma turbina a gás. Fonte: ÇENGEL & BOLES, 2015	13
Figura 2 - Turbina a gás de high-bypass. Fonte: GE Aviation	14
Figura 3 - Esquema dos fluxos de ar. Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL.....	18
Figura 4 - Esquema completo do motor, Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL.....	23
Figura 5 - Fan e booster. Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL.....	24
Figura 6- Compressor de Alta Pressão. Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL.....	25
Figura 7 - Queima do combustível. Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL	26
Figura 8 - Turbina de alta pressão. Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL	27
Figura 9 - IGB. Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL	28
Figura 10 - Configuração de Banco de Provas: tipo “U” – Fonte: ADVISORY CIRUCLA, 2002.	29
Figura 11 - Schedule de teste do CFM56-7	30
Figura 12 - Diagramas $T-s$ e $P-v$ do ciclo Brayton. Fonte: ÇENGEL & BOLES, 2015	31
Figura 13 - Rendimento politrópico - Fonte: COHEN; ROGERS; SARAVANAMUTTOO. 1996	34
Figura 14 - Estações do motor CFM56. Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL.....	39
Figura 15 - Volume de Controle da Câmara de Combustão. Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL	42

Figura 16 - Esquema das estações aerodinâmicas da HPT com os balanços de massa. Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL	45
Figura 17 - Empuxo pela rotação. Fonte: Dados experimentais.....	48
Figura 18 - Perfil de temperatura x estação da versão A	49
Figura 19 – Perfil de temperatura x estação da versão B	50
Figura 20 - Perfil de temperatura x estação da versão C	50
Figura 21 - Perfil da pressão x estação da versão A.....	51
Figura 22 - Perfil de pressão x estação da versão B.....	51
Figura 23 - Perfil de pressão x estação da versão C.....	51
Figura 24 – Potência gerada em regime de máximo contínuo	53
Figura 25 - Potência gerada em regime de <i>take-off</i>	53
Figura 26 – Rendimento energético em regime de máximo contínuo	54
Figura 27 - Rendimento energético em regime de <i>take-off</i>	54
Figura 28 - Exergia destruída em regime de máximo contínuo	56
Figura 29 - Exergia destruída em regime de <i>take-off</i>	56
Figura 30 - Rendimento exergético em regime de máximo contínuo	57
Figura 31 - Rendimento exergético em regime de <i>take-off</i>	57
Figura 32 - Comparação do rendimento energético em regime de máximo contínuo	58
Figura 33 - Comparação do rendimento exergético em regime de máximo contínuo	59
Figura 34 - Comparação do rendimento energético em regime de <i>take-off</i>	59
Figura 35 - Comparação do rendimento exergético em regime de <i>take-off</i>	59

Lista de tabelas

Tabela 1 - Resumo das bibliografias	21
Tabela 2 - Versões do motor CFM56-7, Fonte: CFM INTERNATIONAL..	24
Tabela 3 - Coeficientes para cálculo da constante universal do gás. Fonte: Smith, J. M.; Van Ness, H. C.; Abbott, 2007:	43
Tabela 4 - Validação da eficiência energética	55

Nomenclatura

Símbolos

AF	Razão ar-combustível [-]
CC	Câmara de combustão
c_p	Calor específico à pressão constante [kJ/kgK]
c_v	Calor específico à volume constante [kJ/kgK]
E	Energia total [kJ]
f	Fração molar do gás [-]
g	Aceleração da gravidade [m/s^2]
GT	Turbina a gás (Gas Turbine)
H	Entalpia [kJ]
h	Entalpia específica [kJ/kg]
HPC	Compressor de alta pressão (<i>High Pressure Compressor</i>)
HPT	Turbina de alta pressão (<i>High Pressure Turbine</i>)
k	Coeficiente de expansão adiabática
LHV	Poder calorífico inferior [kJ/kg]
LPC	Compressor de baixa pressão (<i>Low Pressure Compressor</i>)
LPT	Turbina de baixa pressão (<i>Low Pressure Turbine</i>)
M	Massa molar [kg/mol]
m	Massa [kg]
\dot{m}	Vazão mássica [kg/s]
n	Quantidade de matéria [mol]
P	Pressão [kPa]
Q	Calor [kJ]
\dot{Q}	Taxa de calor [kW]
q	Calor por unidade de massa [kJ/kg]
R	Constante universal dos gases [$kJ/molK$]
S	Entropia [kJ/K]
s	Entropia específica [kJ/kgK]
T	Temperatura [K]

TG	Turbina a gás
t	Tempo [s]
U	Energia interna [kJ]
u	Energia interna específica [kJ/kg]
\mathcal{V}	Velocidade [m/s]
V	Volume [m ³]
v	Volume específico [m ³ /kg]
W	Trabalho [kJ]
\dot{W}	Potência [kW]
w	Trabalho específico [kJ/kg]
X	Exergia [kJ]
\dot{X}	Taxa exergética [kW]
x	Exergia específica [kJ/kg]

Letras gregas

δ	Variação
η	Eficiência [-]
λ	Relação combustível-ar mássica
ξ	Relação exergia-energia do combustível [-]
σ	Entropia produzida por irreversibilidades [kJ]

Subscritos

0	Estado termodinâmico de referência ou estado morto
1,2,3,4,5	Estados termodinâmicos do ar ou gases de combustão
a	Ar
b	Vizinhança imediata
c	Compressão
cv	Volume de controle
$C_{12}H_{23}$	Querosene
d	Destruída
e	Saída
f	Combustível

<i>g</i>	Gases da combustão
<i>i</i>	Entrada
<i>k</i>	Componente molecular
<i>KE</i>	Energia cinética
<i>liq</i>	Líquida
<i>mol</i>	Molar
<i>PE</i>	Energia potencial
<i>r</i>	Real
<i>s</i>	Reversível
<i>x</i>	Exergética

Sobrescritos

<i>exp</i>	Experimental
<i>F</i>	Física
<i>P</i>	Pressão
<i>Q</i>	Química
<i>S</i>	Estequiométrica
<i>T</i>	Temperatura

1. Introdução

1.1. Breve histórico

Em dezembro de 1903, através dos irmãos Wright, que a primeira aeronave motorizada controlável realizou com êxito o seu primeiro voo. Porém, após a Segunda Guerra Mundial, o sistema de propulsão, utilizando hélices conduzidas por motores alternativos, tornou-se ultrapassado, sendo urgente busca por soluções inovadoras.

Uma solução foi a aplicação de turbinas a gás. Ela é constituída por três módulos: um compressor ligado a uma câmara de combustão e seguido por uma turbina, tal como demonstrado na figura 1 abaixo.

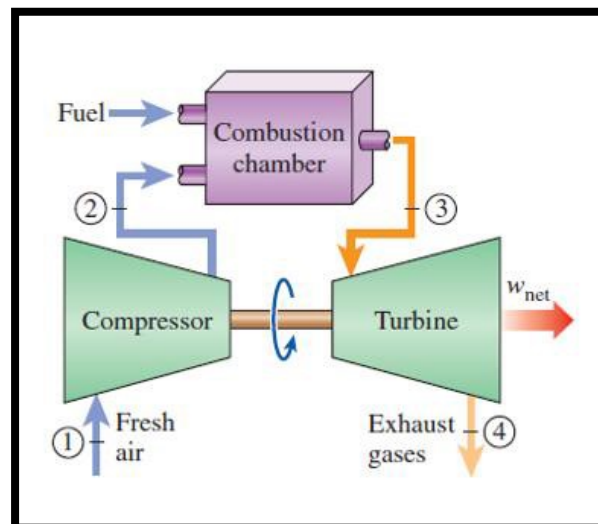


Figura 1 - Representação dos ciclos aberto de uma turbina a gás. Fonte: ÇENGEL & BOLES, 2015

O objetivo desta máquina térmica é converter a energia química do combustível em energia térmica na câmara de combustão, e em seguida, na turbina, em trabalho de eixo e energia cinética. Estas energias são por sua vez extraídas da turbina e utilizadas para diversas aplicações. No caso estudado, trata-se de produzir o empuxo necessário para mover uma aeronave. Para gerar o empuxo, é necessário utilizar um cano de descarga, o qual converte a energia contida ainda nos gases de saída da turbina em energia cinética.

Assim, foi inventado o primeiro motor a jato no início de 1940, inicialmente somente para uso militar. Logo, substituíram completamente

os motores alternativos na aviação devido às potências superiores. Consequentemente, no âmbito comercial, foi possível o desenvolvimento de aeronaves cada vez maiores e que pudessem levar cada vez mais carga a uma distância cada vez maior e em um tempo menor.

Entretanto, era preciso haver um baixo consumo de combustível. Foi neste sentido que apareceu uma variação moderna e inovadora do ciclo simples da turbina a gás, denominada por *turbofan*. Este tipo de motor é particularmente adequado para elevadas velocidades subsônicas e consiste basicamente na adição de uma *fan* ao motor a jato simples, de forma a que uma grande parcela de ar total admitido (*bypass*) contorne o core do motor antes de ser expelido pelo motor, conforme mostrado na figura 2. Por isso, esses motores são denominados *High-bypass Turbofan* (Liew, 2006).

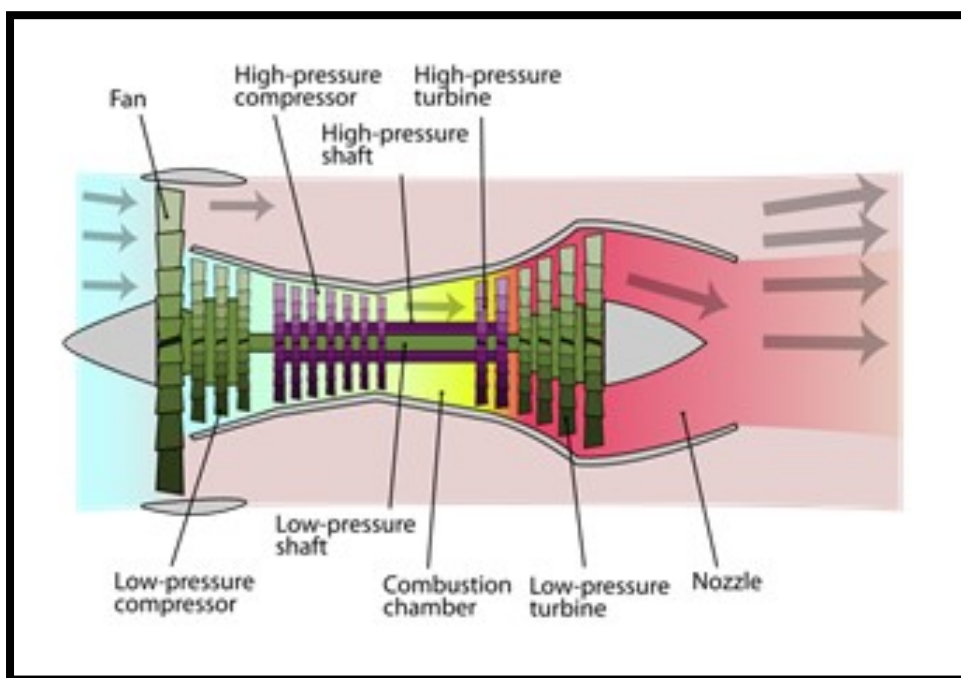


Figura 2 - Turbina a gás de high-bypass. Fonte: GE Aviation

Foram precisamente os baixos rendimentos e os materiais muito frágeis que provocaram uma série de fracassos nas primeiras tentativas de construir motores com turbinas a gás. Foi necessário melhorar o projeto do compressor, o qual precisava resistir a elevadas pressões de forma eficiente, além de aumentar a resistência térmica dos materiais (Cohen; Rogers; Saravanamuttoo, 1996).

Durante o seu tempo de vida, é preciso realizar revisões periódicas em todos os componentes. A última fase de todo o processo de revisão de um motor aeronáutico é o teste da sua performance. Os dados obtidos no teste são os mais diversos, sendo os mais importantes o empuxo, vibração e temperatura de saída dos gases para um determinado regime de potência. Todos estes parâmetros precisam estar medidos com equipamentos calibrados e correlacionados para garantir a validade dos resultados e a correta performance durante qualquer regime de voo do motor.

No âmbito de aprofundar o conhecimento da influência de cada parâmetro do motor da CFMI (CFM56-7B), pretende-se avaliar o impacto de cada versão de turbina, por módulo do motor, para gerar para mesmos regimes de potência (take-off e máximo contínuo). Com este trabalho, pretende-se poder ter uma análise completa que possibilite entender melhor os rendimentos por módulo, através de uma análise crítica dos dados obtidos a partir da literatura prévia. Isto permite que as interações de perda e ganho entre os componentes do motor em diferentes versões, sejam facilmente observáveis.

Para analisar o desempenho do modelo escolhido, presenciou-se vários testes de teste no banco de provas da empresa norte americana de revisão de turbinas aeronáuticas. Porém, para tornar mais completo e preciso o estudo, foram utilizados dados experimentais de testes ocorridos desde 2015. É importante ressaltar que há várias limitações sobre o acesso a dados experimentais, como por exemplo, a impossibilidade de utilizar as sondas/termopares não previstas pelo manual.

No desenvolvimento do trabalho, são aplicados os conceitos de termodinâmica relacionada a 1ª e 2ª lei (balanços de energia e exergias) aos dados experimentais obtidos e as hipóteses assumidas. A partir deles, é possível obter o trabalho, a exergia, o rendimento energético e exergético de cada versão por módulo e do motor como um todo. Nos capítulos seguintes, são apresentados os módulos constituintes do motor e a metodologia utilizada é descrita.

1.2. Critérios gerais das turbinas aeronáuticas

Para melhor entender seu funcionamento e dados a serem utilizados, é necessário introduzir os conceitos que nos permitem avaliar e descrever o comportamento e desempenho deste tipo de máquina termodinâmica após o seu teste. Esses conceitos, chamados de parâmetros de performance, permitem a partir de limites pré-estabelecidos pelos manuais dos fabricantes aprovar ou reprovar um motor. São eles:

- Empuxo (FN);
- Temperatura dos gases de exaustão (EGT);
- Fluxo de combustível (WF);
- Fluxo de ar (WA);
- Rotação dos eixos de N1 e N2;
- Taxa de pressão (EPR).

1.2.1. Empuxo

As turbinas a gás para aplicação em propulsão aeronáutica diferem principalmente das que são usadas para fornecer potência, visto que no primeiro caso a potência útil é produzida sob forma de empuxo (FN), através da energia cinética gerada através da energia mecânica, e não de potência de eixo. Esta força de empuxo é essencial para sustentar, para acelerar ou para desacelerar o avião.

Por isso, é preciso considerar de forma resumida as leis de Newton. O ar é admitido pelo motor com uma velocidade (C_a), igualmente oposta à velocidade de avanço (C_j) da aeronave. Ao passar pelo motor, o fluxo de ar é acelerado e expelido pela turbina. Considerando que o fluxo de ar que atravessa o motor é constante e que os gases são completamente expandidos na turbina, o empuxo devido à variação da quantidade de movimento é dado por:

$$F = \dot{m}(C_a - C_j) \quad (1)$$

1.2.2. Temperatura de exaustão

Quanto maior o empuxo for, maior é a temperatura na câmara de combustão do motor e, conseqüentemente, nos gases de exaustão (EGT). A temperatura dos gases de exaustão é o principal parâmetro de performance usado para monitorar e analisar o desempenho de uma turbina a gás. Ele atua como um indicador de temperatura na entrada da LPT.

1.2.3. Consumo de combustível

O consumo de combustível é caracterizado por ser a massa de combustível que é queimada na câmara de combustão durante a operação. Ele é geralmente medida em libra peso de combustível por hora [lb/h] e também é conhecida pela nomenclatura de “*Fuel Flow*” (WF). A principal questão envolvendo um alto consumo seria o custo operacional e a autonomia da aeronave, já que não afete diretamente a segurança de operação de um motor.

A partir desse dado podemos gerar um outro parâmetro, o consumo específico de combustível ou mais conhecido como “*Specific Fuel Consumption*” (SFC). Esse parâmetro descreve o quanto de combustível é queimado para se produzir uma unidade de empuxo. Essa medida somente consegue ser obtida durante o teste no Banco de Provas, com o motor fora da asa. Logo, a representação da relação matemática do SFC é:

$$SFC = \frac{\text{Fluxo de combustível}}{\text{Empuxo}} = \frac{WF}{FN} \left[\frac{lb}{h \cdot lbf} \right] \quad (2)$$

1.2.4. Fluxo de ar

O escoamento do ar admitido pelo motor é realizado de dois modos independentes, primário e secundário, como pode ser visto na figura 3.

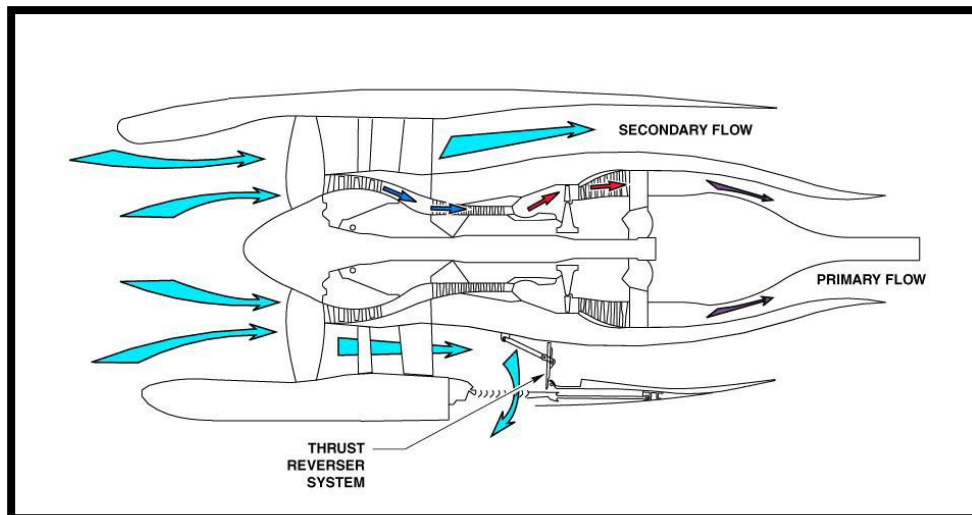


Figura 3 - Esquema dos fluxos de ar. Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL

- o fluxo primário de ar é admitido pelas pás do *fan*, onde ocorre um rápido e pequeno aumento de pressão, entra no *booster* onde inicia o processo de compressão, atravessa o HPC onde sofre o maior aumento de pressão dentro do motor. Em seguida, realiza-se a combustão do combustível na câmara, movimenta a HPT e a LPT onde sofre uma expansão e é descarregado através da descarga de gases.
- o fluxo secundário de ar (ou de *bypass*) também entra pelo *fan*. Porém, em seguida passa pelas OGVs (*Outlet Guide Vanes*) do *fan* e é descarregado, sendo responsável por cerca de 80% do empuxo do motor.

1.2.5. Rotação de N1 e N2

O monitoramento da velocidade de rotação é adquirido a partir de dois pontos distintos onde é obtido a velocidade do eixo número um e do eixo número 2, N1 e N2, respectivamente. A velocidade de N1, é o parâmetro de performance pelo qual o operador se baseia para estabelecer um regime potência no motor durante o teste. Os principais regimes de potência são:

- “Mínimo Idle”, ou marcha lenta (analogia a um automóvel apenas ligado).
- “Approach Idle”, em que o motor começa a acelerar.

- “Máximo contínuo”, velocidade de cruzeiro.
- “TakeOff”, equivale a 100% de rotação de N1, ou seja, potência máxima.

Por outro lado, a velocidade de N2, é usada para acessar a performance do HPC e HPT.

2. Revisão Bibliográfica

O estudo terá como base para prever os seus resultados finais, os artigos publicados pelos seguintes autores, Balli (2013 e 2017), Turan (2016), Ibrahim (2017), o trabalho de conclusão de curso do aluno Fernando Alcaide (2017) e da dissertação do Francisco Baptista (2017)).

O primeiro estudo realizado por Balli em 2013 apresentou os resultados de análises energéticas e exergéticas do motor turboélice T56 em diferentes modos de operação de carga (75%, 100%, Militar e Decolagem). As avaliações de desempenho energético e exergético foram feitas tanto para a potência do eixo (Caso A) quanto para a potência do eixo mais a cinética de gases de escape (Caso B). A eficiência energética foi calculada como sendo máxima em 25,4% para o Caso A e 28,1% para o Caso B enquanto a eficiência exergética foi obtida para ser máxima em 23,8% para Caso A e 26,3% para Caso B na modalidade *Takeoff*, respectivamente. Determinou-se que a taxa máxima de destruição de exergia ocorreu na câmara de combustão.

Em relação ao segundo estudo, publicado em 2017, foi realizada uma análise exergética de um motor turboélice de aeronave, o PT6-62, desenvolvido pela Pratt Whitney, que consiste em um gerador de gás que fornece gás quente a uma turbina de energia livre. Os valores de eficiência exergética obtidos foram de 16,63%. De acordo com Balli *et al.*, o sistema tem baixo potencial de melhoria porque a taxa de destruição exergética é de 94%.

Por sua vez, Turan (2016) estudou os conceitos e cálculos de energia e exergia em todo o motor de helicóptero. A eficiência exergética dos compressores axiais, centrífugos e da turbina de potência foi calculada

entre 83,8% e 88,6%, enquanto que para o combustor, o valor correspondente é de 80,60%. Para a turbina, a eficiência exergética é calculada em 91,4% e a eficiência exergética do turbo compressor foi de 27,5% com exergia de produtos de 1500 kW.

Já Ibrahim, faz em seu estudo a análise exergética de uma turbina a gás para geração de energia. Do mesmo modo que Turan concluiu, a câmara de combustão tem a maior destruição exergética. Sendo assim, foi obtido o resultado de que o compressor de ar tem 94,9% e 92% de exergia e eficiência energética. A câmara de combustão tem 67,5% e 61,8% de exergia e eficiência energética, enquanto a turbina a gás tem 92% e 82% de eficiência energética e exergética. Para a eficiência global, o motor tem 32,4% e 34,3% de exergia e eficiência energética. É preciso avaliar com cautela os dados obtidos, visto que não foi possível repetir os resultados da literatura.

Por outro lado, Söhret (2016), a partir dos seus estudos identificou como os outros autores acima que a câmara de combustão é considerada o componente mais irreversível. Além disso, é o módulo de turbina a gás que precisa de menos melhorias exergéticas em comparação com todos os outros componentes de um motor de turbina a gás para aeronaves. Ao longo do seu estudo é discutido diferentes resultados de eficiência global exergética para diferentes tipos de motores. Porém, visto que estamos trabalhando com um motor *turbo-fan*, é concluído que a eficiência exergética global é de aproximadamente 34% (Turgut, 2009). No caso de motores a jato, esse valor desce.

Por fim, serão utilizados os trabalhos de conclusão de curso do aluno Fernando Alcaide e a dissertação do Francisco Baptista. O primeiro buscou modelar o ciclo termodinâmico real de uma turbina a gás. Através do trabalho, foi possível identificar os pontos de perda para diferentes configurações de uma turbina a gás, assim como em operação com combustíveis variados e para diferentes cargas de operação. Já o segundo, calculou as pressões, temperaturas e eficiência energéticas de cada módulo de um motor aeronáutico. É importante ressaltar que o modelo utilizado nos cálculos deste trabalho é parecido com o do atual trabalho.

Logo, foi possível comparar os dados obtidos, após as hipóteses e análises, com o trabalho realizado por Francisco.

A tabela abaixo tem como objetivo exemplificar as diferenças dos estudos realizados pelas principais referências bibliográfica utilizadas no desenvolvimento do presente trabalho.

Tabela 1 - Resumo das bibliografias

Publicação	Configuração da TG	Combustível de operação	Modelo de motor	Análise
Aydin, 2014	Eixo duplo	Jet-A1	Motor turbo fan	Energética; exergética
Aydin, 2015	Eixo duplo	Jet-A1	Motor turbo fan	Energética; exergética
Balli, 2013	Eixo simples	Querosene	T56	Energética; exergética
Balli, 2017	Eixo duplo	Querosene	PT6/T56/CT7-9C	Exergética
Baptista, 2017	Eixo duplo	Querosene	CFM56-5B	Energética
Ibrahim, 2017	Eixo simples	Gás Natural	Motor aero derivativo	Exergética
Sohret, 2015	Eixo duplo	Querosene	Motor turbo fan	Energética; exergética
Sohret, 2016	Eixo duplo	Querosene	Motor turbo fan	Energética; exergética
Tai, 2014	Eixo duplo	Querosene	Motor turbo fan	Energética; exergética
Tona, 2010	Eixo duplo	Jet-A1	Motor turbo fan	Energética; exergética
Turan, 2002	Eixo duplo	Jet-A1	Motor turbo fan	Energética; exergética
Turan, 2015	Eixo duplo	Jet-A1	Motor turbo fan	Energética; exergética
Turgut, 2009	Eixo duplo	Jet-A1	Motor turbo fan	Energética; exergética
Turgut, 2006	Eixo duplo	Jet-A1	Motor turbo fan	Energética; exergética
Yucer, 2016	Eixo simples	Querosene	Motor a jato	Exergética

3. Aquisição dos Dados

O CFM56-7 é um motor conhecido pela sua alta razão de *bypass* (6 para 1), dois eixos e diferentes versões de potência. Logo, o seu empuxo varia de 21600 até 32000 lbf (COMMERCIAL AIRCRAFT ENGINES:

CFM56-7B. 2011). Este motor foi lançado no final dos anos 90 sendo utilizado nos aviões da Boeing modelo 737. O motor é fabricado pela CFM International que é, consequência de uma por sua vez, é uma *joint venture* entre a GE Aviation e a Safran Aircraft Engines (SNECMA).

As 3 versões utilizadas para o estudo serão definidas nos próximos tópicos, mas todas as versões do CFM56-7 têm as mesmas características gerais. Porém, é preciso descrever precisamente a composição de um motor aeronáutico, com o intuito de entender melhor o seu funcionamento.

3.1. Constituição Geral do CFM56-7

Primeiramente, a turbina de alta pressão (HPT), composta por um único estágio, movimenta o eixo 2 (N2) que consequentemente move o compressor de alta pressão (HPC), com 9 estágios. Assim, esse módulo gira também com a rotação N2. Por outro lado, a turbina de baixa pressão (LPT), com 4 estágios, movimenta o *fan* de estágio único e o compressor de baixa pressão (*Booster/LPC*), com 3 estágios, diferente do outro módulo, a velocidade do eixo 1, chamado de N1.

A câmara de combustão é anular, onde o combustível, fornecido por 20 bicos injetores e misturado com o ar do HPC, é inflamado por 2 velas de ignição (*igniter plugs*). Em seguida, os gases da combustão aumentam o seu volume e consequentemente sua velocidade, gerando os movimentos das turbinas de baixa e alta.

O conjunto do HPC, câmara de combustão e HPT constitui os módulos de alta pressão do motor, denominado como *core*.

O fluxo de ar é controlado pelas válvulas de sangria variáveis, chamadas de *variable bleed valves* (VBV), que são localizadas na parte estrutura no *fan*, entre o booster e a HPC. Também é controlado por “pás” estatoras variáveis, chamada de *variable stator vanes* (VSV), situadas nos primeiros 4 estágios estator do HPC. A OGVs (*Outlet Guide Vanes*) está localizada na entrada da câmara de combustão e tem a finalidade de guiar o ar da saída do HPC, na câmara de combustão a fim de gerar uma melhor combustão.

Por fim, um sistema composto por três diferentes caixas de engrenagem, a IGB, TGB e AGB transmitem movimentos essenciais para o funcionamento do motor e do avião.

Consequentemente, o motor é composto por um conjunto de submódulos que juntos formam 3 módulos principais (*Major Module*) e um módulo de acessório (*Accessory Drive*). Os módulos principais do CFM56-7 são constituídos pelo:

- Módulo do Fan (incluindo o Booster), formando o compressor de baixa pressão (LPC)
- Módulo do Core (incluindo a câmara de combustão), formando o compressor de alta pressão (HPC)
- Módulo da Turbina de alta pressão (HPT)
- Módulo da Turbina de baixa pressão (LPT)

O esquema completo do motor pode ser visto na figura 4, abaixo.

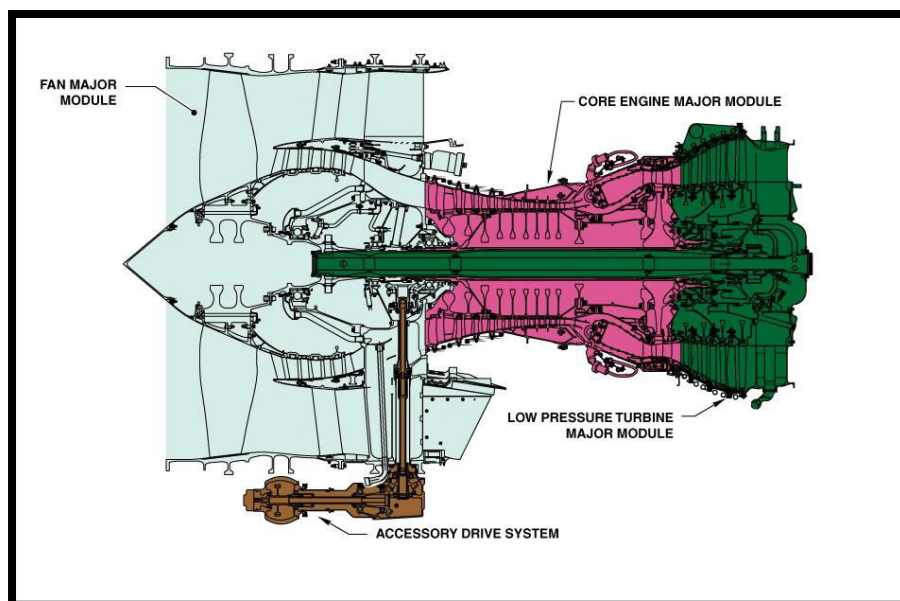


Figura 4 - Esquema completo do motor, Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.:
CFM INTERNATIONAL

A figura acima detalha visualmente a localização de cada parte descrita sendo mais fácil o entendimento de como cada parte se relaciona no processo de funcionamento

O CFM56-7 pode ser operado em diferentes potências máximas de empuxo. A tabela 1 apresenta as características de todas essas versões e o modelo de aeronave equipado para cada uma.

Tabela 2 - Versões do motor CFM56-7, Fonte: CFM INTERNATIONAL

Modelo	Empuxo	Avião
CFM56-7B18	19,500 lbf (86.7 kN)	Boeing 737-600
CFM56-7B20	20,600 lbf (91.6 kN)	Boeing 737-600, Boeing 737-700
CFM56-7B22	22,700 lbf (101 kN)	Boeing 737-600, Boeing 737-700
CFM56-7B24	24,200 lbf (108 kN)	Boeing 737-700, Boeing 737-800, Boeing 737-900
CFM56-7B26	26,300 lbf (117 kN)	Boeing 737-700, Boeing 737-800, Boeing 737-900, BBJ
CFM56-7B27	27,300 lbf (121 kN)	Boeing 737-800, Boeing 737-900, BBJ/BBJ2, AEW&C

3.1.1. Fan e booster

Estes módulos estão localizados na entrada do motor, conforme mostrado na figura 5. A parte rotor e estator do *booster* recebe uma pequena parte do ar movimentado pela *fan* (fluxo primário) e nele efetua o início da compressão do ar antes dele entrar no HPC. O rotor da *fan* tem como função principal produzir cerca de 80% do empuxo a partir da grande massa de ar secundário.

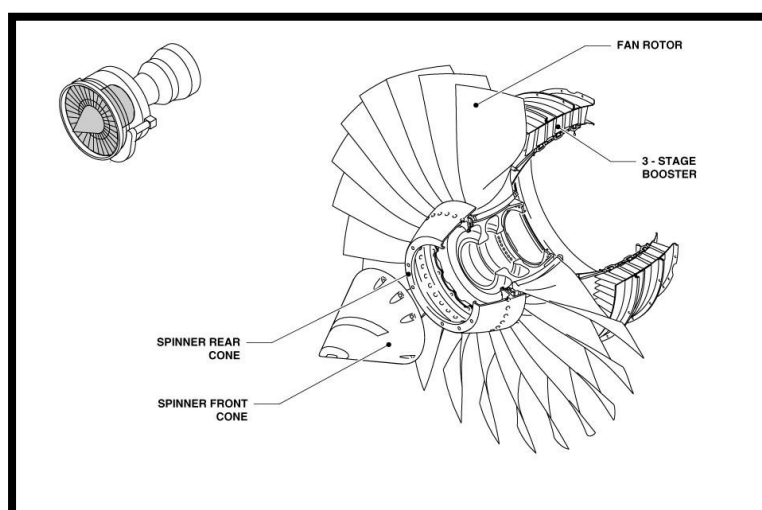


Figura 5 - Fan e booster. Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL

3.1.2. Compressor de alta pressão

A HPC pode ser dividida em dois sub módulos, a parte rotor e estator. O compressor de alta pressão do motor recebe o ar que começou o processo de compressão no *booster* e eleva bastante sua pressão. Em seguida, esse ar de alta pressão será introduzido na câmara de combustão. O ar da saída do HPC é conhecido como o ar de CDP (*Compressor Discharge Pressure*).

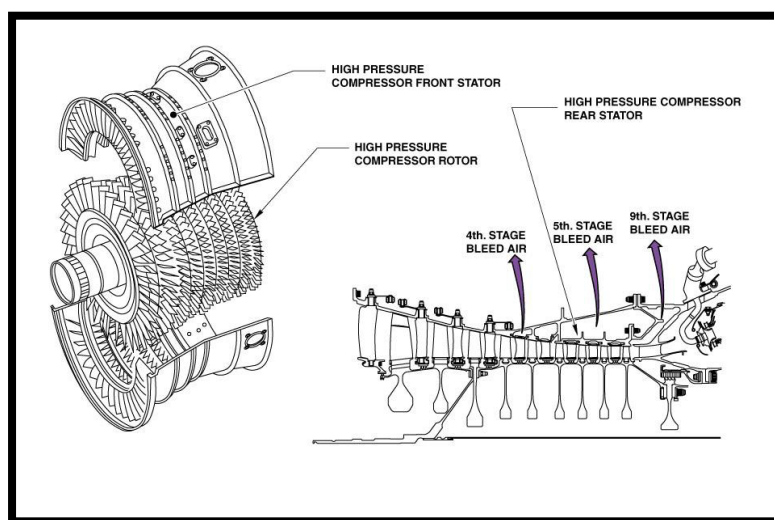


Figura 6- Compressor de Alta Pressão. Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL

A parte rotor do HPC é o elemento rotativo do compressor composto por 9 estágios e é formada pelo empilhamento de discos e *spools* (tambores). O interior do rotor é arrefecido pelo ar de saída do *booster* que é captado à saída do frame da *fan*.

Já a parte estator tem como objetivo orientar da melhor maneira o ar na saída de cada estágio na saída de cada estágio rotor. Além disso, cada estágio da parte estator aumenta a pressão do ar.

3.1.3. Câmara de combustão

É montado após a HPC e a frente da HPT. A câmara de combustão do CFM56-7 é anular e é parte do motor onde acontece a queima do combustível. Ao ser queimado, o combustível libera energia sob a forma de

calor. Essa energia, conseqüentemente é usada para gerar parte do empuxo e alimentar o próprio avião. O projeto da câmara de combustão possui um perfil tal que somente 25% do total do volume de ar é misturado com o combustível para a queima. Enquanto os outros 75% do volume de ar passa ao redor da câmara de combustão com a finalidade de resfriar o modulo, aumentando o tempo de vida útil do módulo. (Figura 7)

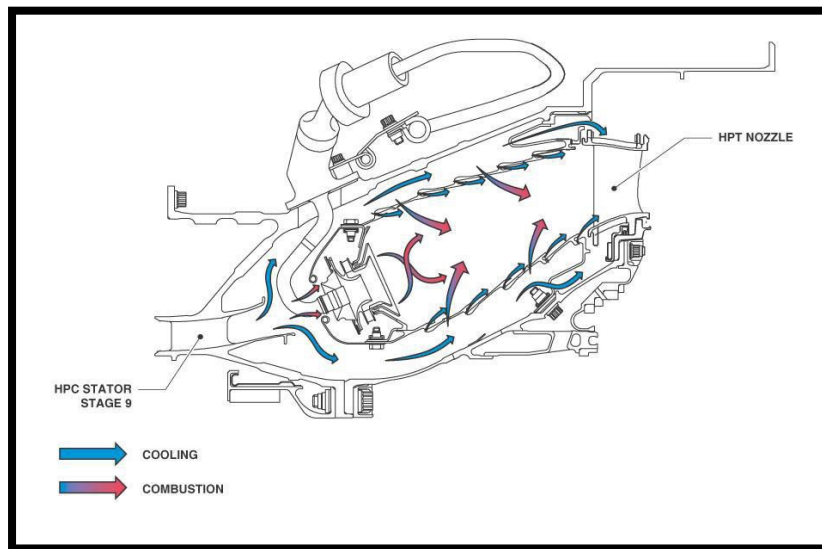


Figura 7 - Queima do combustível. Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL

3.1.4. Turbina de alta pressão

A turbina de alta pressão (HPT) do CFM56-7, representada na figura 8, é uma turbina de estágio único e é responsável por converter a energia térmica em energia mecânica, através de processo de expansão dos gases. Essa energia mecânica possibilita o movimento da HPC da AGB (caixa de engrenagem de acessórios).

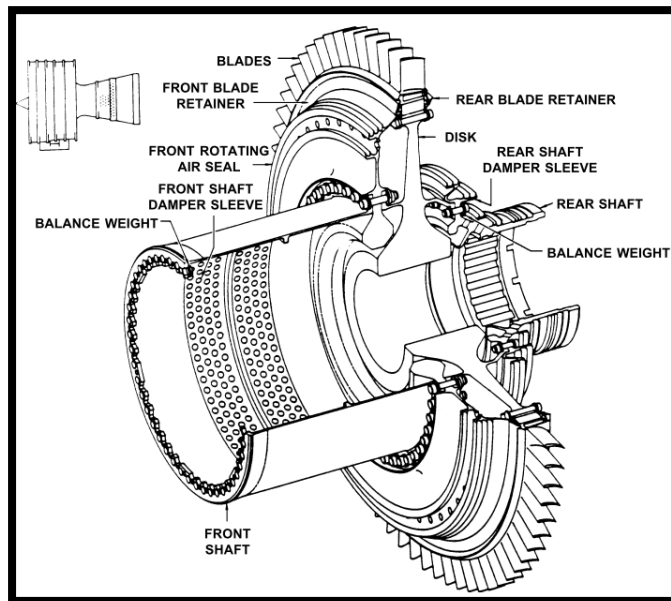


Figura 8 - Turbina de alta pressão. Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL

3.1.5. Turbina de baixa pressão

O último módulo do motor é chamado de turbina de baixa pressão (LPT) sua função é extrair a energia dos gases da combustão vindos da HPT para gerar energia mecânica que possibilite movimentar o *booster* e o *fan*. O fluxo de ar após a HPT está ainda com uma pressão e temperatura elevadas para gerar empuxo.

3.1.6. Caixa de acessórios

A caixa de acessórios transfere potência tanto do motor para a aeronave quanto da aeronave para o motor, é formada por três partes principais, a IGB, a AGB e TGB.

A IGB em como finalidade efetuar a ligação mecânica entre o rotor do HPC e a TGB/AGB. Funciona como o diferencial de um automóvel, como ilustrado na figura 16.

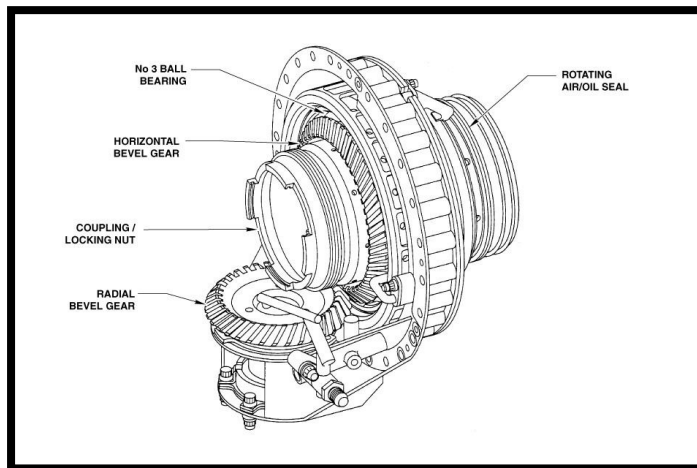


Figura 9 - IGB. Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL

A função principal da TGB é gerar o movimento da caixa de engrenagem de acessórios (AGB). A AGB destina-se a suportar e movimentar os acessórios do motor. A TGB e AGB são ligadas como pode ser visto na figura 9. Fazem ainda parte do conjunto a IGB, HDS e a RDS.

3.2. Banco de Provas

O banco de provas, ou “*Test Cell*”, é a etapa final de uma revisão de um motor aeronáutico. Ele tem como objetivo garantir níveis de eficiência aceitáveis após todos o processo de reparação feito. Além disto, é testado a integridade mecânica do conjunto, como conexões, tubulações, montagem de componentes e peças e, por último, é medido a vibração do motor.

A partir dos dados obtidos nestes testes pode ser avaliado quantitativamente os desvios dos parâmetros de desempenho e de qualidade requeridos.

3.2.1. Tipos de bancos de teste

O local utilizado para a aquisição de dados utilizado nesse trabalho encontra-se ao nível do mar e é do tipo interior. A instalação é caracterizada por uma sala de testes, uma sala de controle e uma área de preparação do motor. Durante a realização do teste, todos os parâmetros são controlados

e adquiridos a partir da sala de controle. A sala de teste é do formato tipo “U”, onde a admissão quanto exaustão é na vertical, como visto na figura 10.

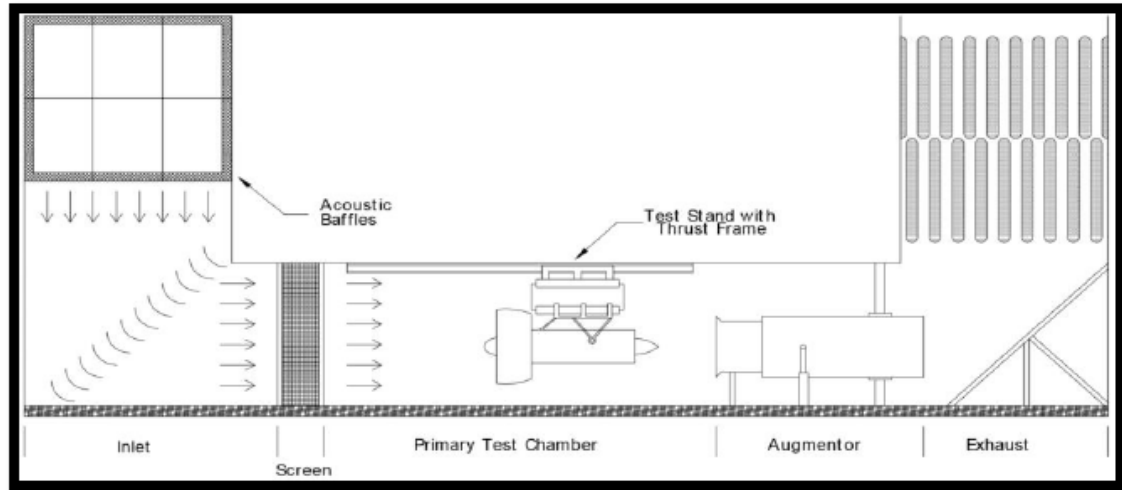


Figura 10 - Configuração de Banco de Provas: tipo “U” – Fonte: ADVISORY CIRUCLA, 2002.

3.2.2. Procedimento de teste

Os testes de motores devem seguir padrões estabelecidos pelo manual da fabricante e/ou do cliente. A partir desses padrões, fica estabelecido o *schedule* a ser seguido, ou seja, como o teste deverá ser realizado, como exemplificado na figura 11.

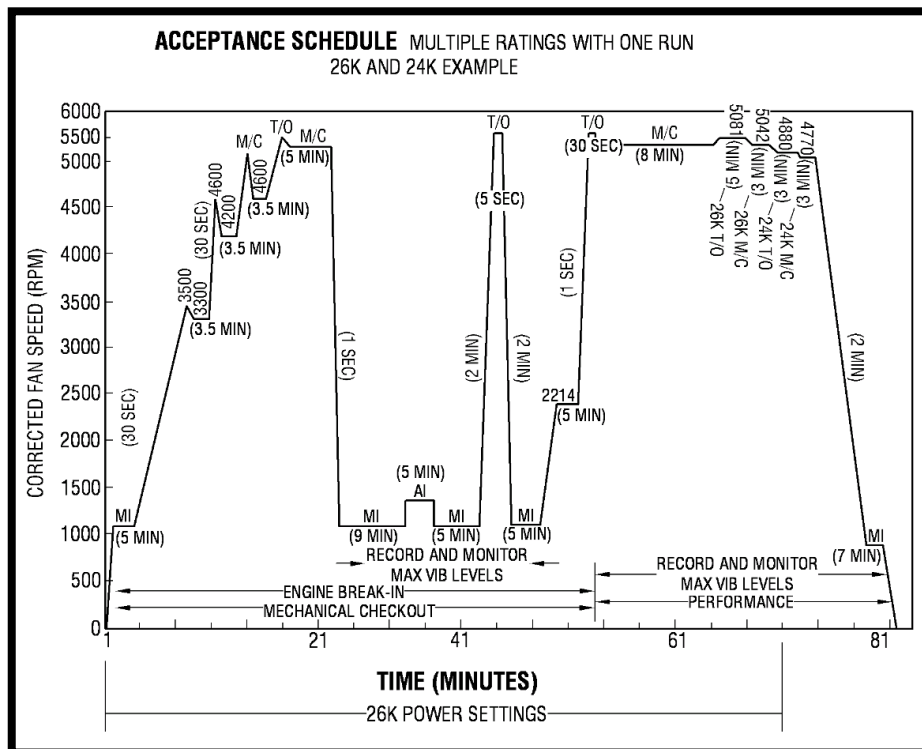


Figura 11 - Schedule de teste do CFM56-7

Durante o teste são adquiridos dados de vibração, pressão, empuxo, consumo e temperatura dos módulos do motor e de seus consumíveis, gerando um documento chamado de *performance log*. A partir dos resultados é determinado se o motor poderá ser enviado ou não ao cliente.

4. Análise teórica

4.1. Ciclo Brayton ideal

Considerando o funcionamento da turbina ideal em ciclo fechado, ela pode ser termodinamicamente representada pelo ciclo padrão-ar, chamado de ciclo Brayton. Por isso, deve-se considerar as seguintes hipóteses, o fluido de trabalho é comprimido isentropicamente (processo 1-2), o fornecimento de calor ocorre a pressão constante no interior da câmara de combustão (processo 2-3), expandido isentropicamente através da turbina (processo 3-4) e finalmente arrefecido isobaricamente até ao estado inicial (sendo um ciclo fechado), tal como demonstrado nos diagramas P-v e T-s abaixo.

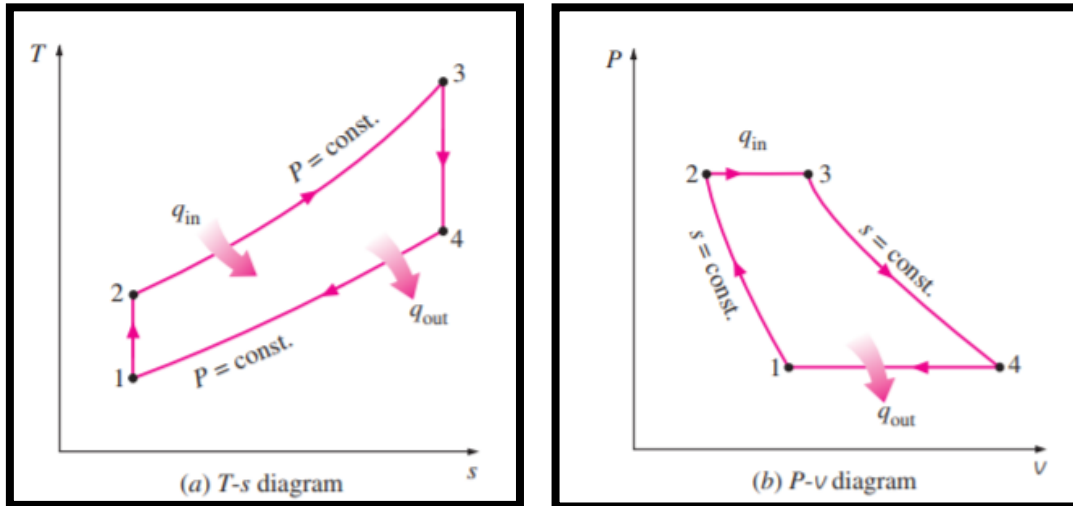


Figura 12 - Diagramas T - s e P - v do ciclo Brayton. Fonte: ÇENGEL & BOLES, 2015

Assumindo c_p como constante e aplicando o conceito da equação de conservação de energia (1ª lei da termodinâmica) no compressor (eq. 1), na câmara de combustão (eq. 2) e na turbina (eq. 3), obtém-se:

$$w_{12} = (h_2 - h_1) = \int_{T_1}^{T_2} c_p(T) dT = c_p(T_2 - T_1) < 0 \quad (3)$$

$$q_{23} = (h_3 - h_2) = \int_{T_2}^{T_3} c_p(T) dT = c_p(T_3 - T_2) > 0 \quad (4)$$

$$w_{34} = (h_4 - h_3) = \int_{T_3}^{T_4} c_p(T) dT = c_p(T_4 - T_3) < 0 \quad (5)$$

O trabalho produzido pelo sistema é obtido a partir da diferença entre o trabalho específico produzido pela turbina (w_t) e aquele que é consumido pelo compressor (w_c). Entende-se que o trabalho produzido pela turbina precisa ser maior que o consumido pelo compressor e quanto maior for essa diferença, maior será a energia gerada. Logo, maior será o empuxo. Logo, seu rendimento será:

$$\eta = \frac{\text{trabalho líquido}}{\text{calor fornecido}} = \frac{\Delta w}{q_{23}} = \frac{w_t - w_c}{q_{23}} = \frac{c_p(T_3 - T_4) - c_p(T_2 - T_1)}{c_p(T_3 - T_2)} \quad (6)$$

Considerando os processos de compressão e expansão (1-2 e 3-4), como isentrópicos, pode se definir a equação 5.

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{T_3}{T_4} \quad (7)$$

com $\gamma = \frac{c_p}{c_v}$, T em K e P em Pa. Assim, o rendimento do ciclo é dado por:

$$\eta = 1 - \left(\frac{1}{r}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (8)$$

onde $r = \frac{P_2}{P_1} = \frac{P_3}{P_4} = \frac{P_H}{P_L}$ é a razão entre pressões com os processos 2-3 e 4-1 isobáricos.

4.2. Conceitos gerais

Para analisar os dados experimental, aplica-se as equações de conservação para vários volumes de controle.

4.2.1. Equação da continuidade

Assim, a lei de conservação de massa para volume de controle escreve-se:

$$\frac{dm}{dt} = \sum \dot{m}_e - \sum \dot{m}_s \left[\frac{kg}{s} \right] \quad (9)$$

$$\frac{dm}{dt} = \sum \dot{m}_e - \sum \dot{m}_s \left[\frac{kg}{s} \right]$$

De acordo com a equação acima, a variação de massa por tempo será a diferença entre a massa de entrada e de saída através do tempo.

4.2.2. 1ª lei da termodinâmica

Primeiramente é preciso definir que cada componente da turbina a gás será considerado com um volume de controle independente. Portanto, para podermos analisar cada módulo utilizaremos primeiramente a primeira lei termodinâmica.

No caso, o calor, Q, é transferido do estado 1 para 2, logo:

$$\int_1^2 \delta Q = Q_{1 \rightarrow 2} [kJ] \quad (10)$$

Analogamente, para o trabalho:

$$\int_1^2 \delta W = W_{1 \rightarrow 2} [kJ] \quad (11)$$

De acordo com a lei da conservação da energia, a variação da energia interna ΔE de um volume de controle é expressa por meio da diferença entre a quantidade de calor Q trocada com o ambiente e o trabalho W realizado durante a transformação (Van Wylen, 1997). Pode-se expressá-la da seguinte forma:

$$\dot{Q}_{1 \rightarrow 2} = \Delta \dot{E} = \sum \dot{E}_2 - \sum \dot{E}_1 [kW] \quad (12)$$

Onde

$$\begin{aligned} - \dot{Q} &= \frac{\delta Q}{dt} [kW] \\ - \dot{W} &= \frac{\delta W}{dt} [kW] \end{aligned}$$

O fato de as pressões variarem ao longo do ciclo de um motor aeronáutico, faz com que o melhor rendimento a ser usado para o estudo fosse o politrópico.

De acordo com os conhecimentos, o rendimento politrópico entre o compressor e a turbina será dado pelo seguinte gráfico:

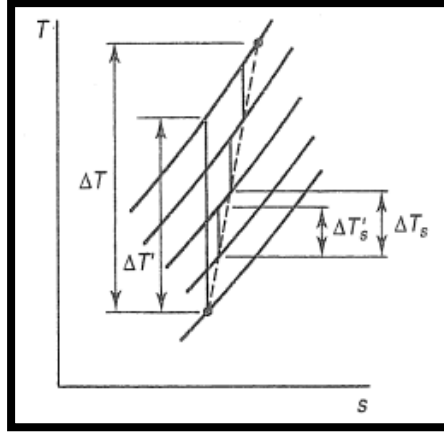


Figura 13 - Rendimento politrópico - Fonte: COHEN; ROGERS; SARAVANAMUTTOO. 1996

A partir do gráfico acima pode-se notar que o rendimento no compressor é menor do que o em um único estágio do mesmo. Isso acontece pelo aumento de temperatura a partir de cada estágio, gerando assim uma maior necessidade de trabalho por parte módulo. Logo, podemos escrever que a equação do rendimento no compressor seria

$$\eta_c = \frac{\Delta T'}{\Delta T} = \text{constante} \quad (13)$$

Considerando o estado 1 e 2 como entrada e saída do compressor respectivamente, tem-se a seguinte equação:

$$\eta_c = \frac{\ln \left[\left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}{\ln \left(\frac{T_2}{T_1} \right)} \quad (14)$$

Da mesma forma o rendimento politrópico da turbina será:

$$\eta_t = \frac{\ln \left(\frac{T_4}{T_3} \right)}{\ln \left[\left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (15)$$

4.2.3. Balanço de exergia

De acordo com a primeira lei da termodinâmica (Çengel e Boles, 2015), a energia é uma grandeza que somente é convertida de uma forma para outra. Porém, parte desta energia não pode ser recuperada por conta de irreversibilidades do processo. A grandeza capaz de mensurar a quantidade de energia real, ou seja, a capacidade máxima de um sistema gerar trabalho útil a ser transformada em trabalho, é denominada exergia.

A análise exergética de um volume de controle somente é possível a partir da existência de um ambiente de referência. É importante ressaltar que as propriedades do ambiente de referência são totalmente inalteradas. Por isso, tem-se que (Moran e Shapiro, 2006):

$$\begin{aligned} \frac{dX_{cv}}{dt} = \sum_b \left(1 - \frac{T_0}{T_b} \right) \dot{Q}_b - \left(\dot{W}_{cv} - P_0 \frac{dV_{cv}}{dt} \right) \\ + \sum_i \dot{m}_i x_i - \sum_e \dot{m}_e x_e - \dot{X}_d \left[\frac{kJ}{s} \right] \end{aligned} \quad (16)$$

Sendo:

- $\frac{dX_{cv}}{dt}$ a taxa de variação da exergia no volume de controle
- \dot{Q}_b a taxa de transferência de calor do volume de controle para um reservatório a temperatura T_b .
- \dot{W}_{cv} é a potência realizada pelo volume de controle
- $\frac{dV_{cv}}{dt}$ é a taxa de variação do volume do volume de controle
- $\sum_{i/e} \dot{m}_{i/e} x_{i/e}$ são as taxas de exergia associadas as entradas (i) e as saídas (e) de massa atravessando as fronteiras do volume de controle
- \dot{X}_d é a taxa de destruição de exergia por irreversibilidades internas

No estudo de caso de uma turbina aeronáutica, onde há reação química, a exergia pode aparecer de duas formas distintas, física ou química. A exergia física (x^F) ocorre por conta das variações na

temperatura e pressão nos estados em relação ao estado morto e pode ser calculada como:

$$x^F = x^T + x^P \left[\frac{kJ}{kg} \right] \quad (17)$$

Com $x^T [kJ/kg]$ representando a exergia relacionada a uma temperatura específica e $x^P [kJ/kg]$, a exergia relacionada a uma pressão específica
Onde:

$$x^T = c_p(T)T - c_p(T_0)T_0 - c_p(T_0)T_0 \ln\left(\frac{T}{T_0}\right) \left[\frac{kJ}{kg} \right] \quad (18)$$

$$x^P = RT_0 \ln\left(\frac{P}{P_0}\right) \left[\frac{kJ}{kg} \right] \quad (19)$$

Com $c_p, [kJ/kgK]$, o calor específico à pressão constante do fluido de trabalho e R a constante universal dos gases $\left[\frac{kJ}{kgK} \right]$

Já a exergia química acontece devido a variação na composição química do fluido de trabalho na câmara de combustão, que entra na forma de ar e sai na forma da seguinte uma mistura de componentes químicos: $N_2 + O_2 + CO_2$ e H_2O , nas devidas proporções molares. Logo, a exergia química pode ser calculada através da seguinte formula:

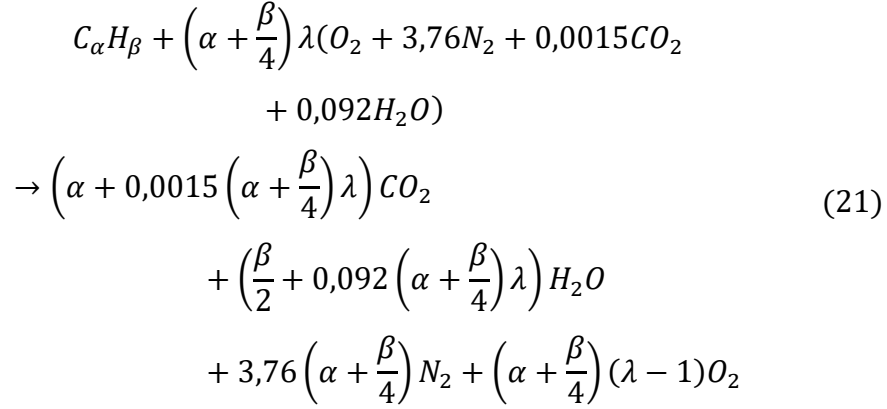
$$x_Q = \frac{(\sum_{k=1}^n f_k x_k^S + RT_0 \sum_{k=1}^n f_k \ln(f_k))}{\sum f_k M_k} \left[\frac{kJ}{kg} \right] \quad (20)$$

Onde:

- k denota a espécie dos gases provenientes da combustão da exergia relacionada a uma temperatura específica [–]
- f_k é a fração molar da espécie [–]
- x_k^S a exergia química do componente molecular da espécie $[kJ/kg]$
- M_k a massa molar da espécie $[kg/mol]$

4.3. Reação de combustão

A equação geral para a combustão de um hidrocarboneto $C_\alpha H_\beta$ com ar é dada por Pradelle (2017):

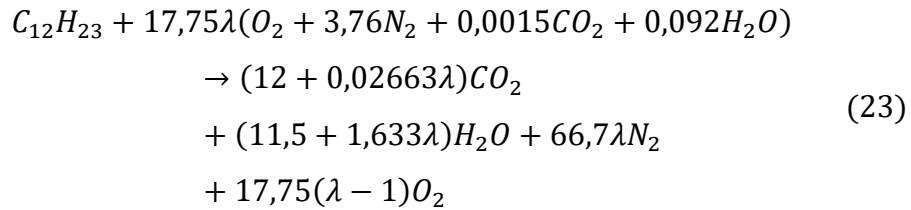


Onde os coeficientes estequiométricos são definidos pela conservação dos elementos químicos (C, H, N e O, respectivamente).

A relação ar-combustível pode ser calculada na forma mássica (AF_m) ou na forma molar (AF_{mol}), e ambas estão relacionadas com o peso molecular de ar (M_a) e de combustível (M_f):

$$AF_m = \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_f} = \frac{n_a M_a}{n_f M_f} = AF_{mol} \frac{M_a}{M_f} \tag{22}$$

De acordo com Turan (2016), o querosene de tipo Jet A-1 será considerado como totalmente composto por $C_{12}H_{23}$, sendo assim o balanço será da forma:



A quantidade molar dos gases de combustão e a fração de cada componente:

$$n_g = 1 + 17,75\lambda(3,76 + 0,0015 + 0,092) = 86,15\lambda + 1 \tag{24}$$

$$f_{N_2} = \frac{66,7\lambda}{86,15\lambda + 1} \quad (25)$$

$$f_{O_2} = \frac{17,75(\lambda - 1)}{86,15\lambda + 1} \quad (26)$$

$$f_{CO_2} = \frac{12 + 0,02663\lambda}{86,15\lambda + 1} \quad (27)$$

$$f_{H_2O} = \frac{11,5 + 1,633\lambda}{86,15\lambda + 1} \quad (28)$$

Portanto, para haver estequiometria:

$$AF_{mol}^S = 86,15 \quad (29)$$

E como o ar e o combustível possuem massa molar:

$$M_a = 28,965 [kg/kmol] \quad (30)$$

$$M_{C_{12}H_{23}} = 167,311 [kg/kmol] \quad (31)$$

Tem-se que:

$$AF_m^S = AF_{mol}^S \frac{M_a}{M_{C_{12}H_{23}}} = 86,15 \frac{28,965}{167,311} = 14,91 \quad (32)$$

4.4. Estações de fluxo de ar

O motor aeronáutico é dividido em módulos e/ou seções. Essas divisões são numeradas e não variam de acordo com o tamanho e/ou modelo de motor. É importante saber a divisão das seções básicas do motor CFM56-7, afim de entender melhor a qual módulo do motor representam os cálculos a seguir.

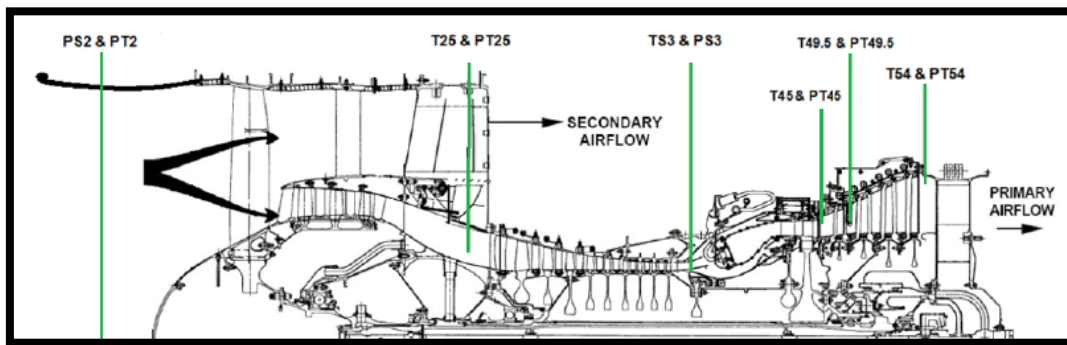


Figura 14 - Estações do motor CFM56. Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL

Além disso, é importante considerar que parte do fluxo de ar admitido pelo core é usado no resfriamento de algumas partes do motor durante o processo termodinâmico. Porém no estudo será considerado que o fluxo de ar admitido será sempre o mesmo para todo o processo do ciclo.

Primeiramente deve-se ressaltar que há valores desconhecidos, P_4 , P_{45} , T_4 e T_{45} , que são respectivamente as temperaturas na entrada e saída da turbina de alta pressão.

A análise será feita por módulos de acordo com a sequência do motor apresentada no capítulo 3.1, o obedecendo a 1ª e a 2ª lei da termodinâmica. A partir dessa, poderão ser obtidas as eficiências energéticas e exergéticas da turbina a gás em cada um de seus módulos (fan, compressor, booster e turbina) para obtenção de um determinado regime de potência. É preciso esclarecer que o fan e o booster serão considerados um único módulo, LPC. Além disso, deve-se considerar que apenas 1% da potência é necessária para conduzir o compressor, podendo ser considerada desprezível (COHEN; ROGERS; SARAIVANAMUTTOO, 1996).

4.4.1. Compressor de baixa pressão

O primeiro módulo a ser analisado é o compressor de baixa pressão. É importante considerar as seguintes hipóteses: regime permanente e sem trocas de calor com a vizinhança. De acordo com a lei de conservação de massa para volume de controle, tem-se:

De acordo com a lei de conservação de massa para volume de controle, tem-se:

$$\dot{m}_2 = \dot{m}_{25} = \dot{m}_a \left[\frac{kg}{s} \right] \quad (33)$$

Onde: \dot{m}_a é a massa de fluxo de ar

Logo, a potência realizada pelo compressor de baixa é obtida através da seguinte equação:

$$\dot{W}_{LPC} = \dot{m}_a(h_{25} - h_2) = \dot{m}_a(c_{p25} * T_{25} - c_{p2} * T_2) \quad [kW] \quad (34)$$

Sendo

$$c_{p,a}(T) = R_a(3,335 + 0,575 * 10^3 T - 0,016 * 10^{-5} * T^{-2}) \left[\frac{kJ}{kg * K} \right] \quad (35)$$

Onde:

$$R_a = \frac{R}{\text{massa molar do ar}} = \frac{8,3144621 * 10^{-3}}{28,965 * 10^{-3}} \approx 0,287 \quad (36)$$

A partir do valor da temperatura no ponto 25, é possível achar o rendimento energético do módulo a partir de:

$$T_{25} = T_2 * \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_{LPC}} * \left[\left(\frac{P_{25}}{P_2} \right)^{\frac{\mu_{aLPC} - 1}{\mu_{aLPC}}} - 1 \right] \right\} \quad [K] \quad (37)$$

Onde μ_a varia com a temperatura e é obtido a partir de:

$$\mu_{aLPC} = \frac{1}{1 - \frac{R_a}{c_{p,a}\left(\frac{T_2 + T_{25}}{2}\right)}} \quad [-] \quad (38)$$

Por outro lado, considerando a segunda lei da termodinâmica tem-se que a eficiência exergética será:

$$\eta_{x_{LPC}} = 1 - \left(\frac{\dot{X}_{d_{LPC}}}{\dot{X}_2 + \dot{W}_{LPC}} \right) [-] \quad (39)$$

Onde:

- $\dot{X}_{d_{LPC}}$ a taxa de exergia destruída por irreversibilidades interna no módulo [kW]
- \dot{X}_2 a taxa de exergia na entrada no módulo [kW]
- \dot{W}_{LPC} a taxa de energia transferida pelo LPC [kW]
- η_x representa a eficiência exergética do compressor [%]

4.4.2. Compressor de alta pressão

O segundo módulo a ser analisado é o compressor de alta pressão. Considerando as mesmas hipóteses do compressor de baixa e seguindo a sequência de análise, tem-se que o fluxo de massa de ar será:

$$\dot{m}_{25} = \dot{m}_3 = \dot{m}_a \left[\frac{kg}{s} \right] \quad (40)$$

Do mesmo modo, a potência produzida, é obtida através da equação de conservação de energia abaixo:

$$\dot{W}_{HPC} = \dot{m}_a(h_3 - h_{25}) = \dot{m}_a(c_{p3} * T_3 - c_{p25} * T_{25}) [kW] \quad (41)$$

E o rendimento energético do módulo por sua vez, é calculado partir de:

$$T_3 = T_{25} * \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_{HPC}} * \left[\left(\frac{P_3}{P_{25}} \right)^{\frac{\mu_{a_{HPC}} - 1}{\mu_{a_{HPC}}}} - 1 \right] \right\} [K] \quad (42)$$

Onde μ_a também varia com a temperatura e é obtido a partir de:

$$\mu_{a_{hPC}} = \frac{1}{1 - \frac{R_a}{c_{p,a} \left(\frac{T_{25} + T_3}{2} \right)}} \quad [-] \quad (43)$$

E a eficiência exergetica será:

$$\eta_{x_{HPC}} = 1 - \left(\frac{\dot{X}_{d_{HPC}}}{\dot{X}_{25} + \dot{W}_{HPC}} \right) \quad [-] \quad (44)$$

Onde:

- $\dot{X}_{d_{HPC}}$ a taxa de exergia destruída por irreversibilidades interna no módulo
- \dot{X}_{25} a taxa de exergia na entrada no módulo
- \dot{W}_{HPC} a taxa de energia transferida pelo HPC
- η_x representa a eficiência exergetica do compressor de alta pressão.

4.4.3. Câmara de combustão

Para o terceiro módulo, a câmara de combustão, a análise será diferente. A figura abaixo exemplifica o balanço de massa na câmara de combustão a partir de um volume de controle.

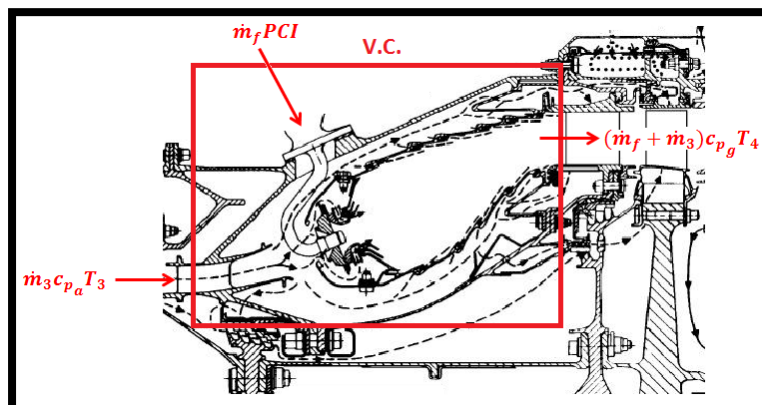


Figura 15 - Volume de Controle da Câmara de Combustão. Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B
Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL

Embora seja considerada a conservação de massa, o fluido de trabalho após adentrar na câmara de combustão, deixa de ser somente ar comprimido e passa a ser uma mistura ar-combustível. Isto ocorrer por ocorrer a injeção de combustível na câmara de combustão e este por sua vez é queimado, logo:

$$\dot{m}_3 + \dot{m}_f = \dot{m}_g = \dot{m}_4 \quad \left[\frac{kg}{s} \right] \quad (45)$$

Sendo \dot{m}_f a vazão mássica de combustível e \dot{m}_g a vazão da mistura ar-combustível.

Por isso, o balanço de energia será equacionado por:

$$\dot{m}_3 * c_{p,a,3} * T_3 + \eta_{cc} * \dot{m}_f * PCI = \dot{m}_4 * c_{p,g,4} * T_4 \quad [kW] \quad (46)$$

- Propriedades dos Produtos de Combustão:

$$c_{p_g}(T) = \sum_i f_i R_i (A + 10^3 B T + 10^{-5} D T^{-2}) \quad \left[\frac{kJ}{kg * K} \right] \quad (47)$$

Onde R_i representa a constante universal para cada gás presente na composição ar-combustível e f_i , representa a fração mássica de cada espécie química. Os coeficientes A, B e D do polinômio são os valores tabelados abaixo:

Tabela 3 - Coeficientes para cálculo da constante universal do gás. Fonte: Smith, J. M.; Van Ness, H. C.; Abbott, 2007:

Espécie química	A	B	D
Ar	3,355	0,575	-0,016
CO2	5,457	1,045	-1,157
O2	3,639	0,506	-0,227
N2	3,28	0,593	0,04
H2O	3,47	1,45	0,121

Na equação acima será utilizado o poder calorífico inferior do combustível, obtido a partir de dados experimentais e a constante do gás (ar-combustível), referida no capítulo 6.2. De acordo com Baptista (2017) e

outras literaturas, o rendimento da câmara de combustão, é de aproximadamente 99,8% até 99,98%. Logo foi definido uma média de 99,95%

Além disso, Boyce (2002) cita que as perdas de pressão relativas a entrada de combustão é de 4 a 5%. O mesmo valor de 5% é considerado por Kurzke (2007). Assim:

$$P_4 = 0,95 * P_3 \quad (48)$$

É possível analisar a taxa de variação de exergia do combustível, que pode ser calculada, para combustíveis líquidos, pela seguinte equação (Dincer, 2013):

$$\xi = 1,0401 + \frac{0,01728\beta}{\alpha} + \frac{0,0432\delta}{\alpha} + \frac{0,2169\gamma}{\alpha} \left(1 - \frac{2,062\beta}{\alpha}\right) [-] \quad (49)$$

Sendo ξ a relação exergia-energia baseada na composição elementar de um combustível de fórmula $C_\alpha H_\beta N_\gamma O_\delta$. Ela pode ser expressada na seguinte forma:

$$\xi = \frac{x_f}{LHV_f} [-] \quad (50)$$

Onde ξ representa a relação entre a exergia específica e o poder calorífico do combustível utilizado. É importante ressaltar que esta relação é válida para ambos combustíveis, líquidos e gasosos. Logo, o valor de x_f pode ser encontrado através de valores tabelados para ξ e LHV_f . Portanto, a eficiência exergética para a câmara de combustão é:

$$\eta_{x_{cc}} = 1 - \left(\frac{\dot{X}_{d_{cc}}}{\dot{X}_f + \dot{X}_3} \right) [-] \quad (51)$$

4.4.4. Turbina de alta pressão

Seguindo para o penúltimo módulo, a turbina de alta potência, a conservação de massa será:

$$\dot{m}_g = \dot{m}_4 = \dot{m}_{45} \left[\frac{kg}{s} \right] \quad (52)$$

A equação acima é ilustrada na figura abaixo, porém na análise no presente trabalho, não serão consideradas o fluxo de ar de refrigeração. De acordo com Walsh (2004), pode-se assumir que o fluxo de ar de arrefecimento do motor não está sujeito a qualquer perda de calor até ser novamente introduzido no fluxo principal do ar. Além disso, de acordo com Kurzke (2007), as pequenas fugas de ar não são normalmente consideradas no cálculo das temperaturas devido à insignificância da sua energia útil. Com estas aproximações, o processo de expansão no motor arrefecido é idêntico ao de um não arrefecido.

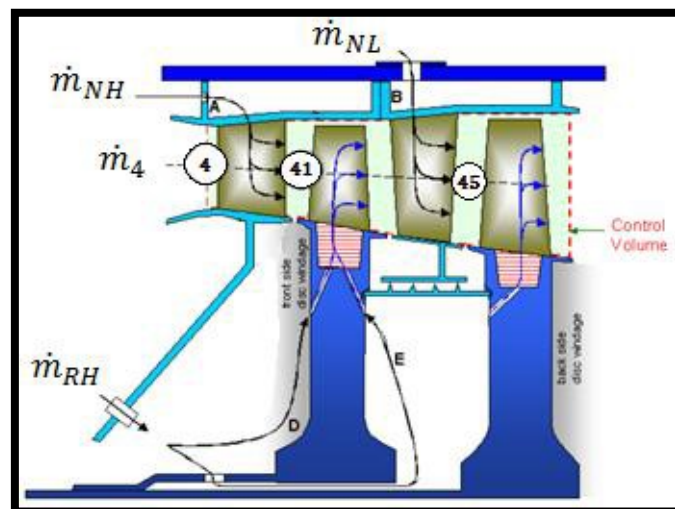


Figura 16 - Esquema das estações aerodinâmicas da HPT com os balanços de massa.

Fonte: COURSE OUTLINE CFM56-7B Basic Engine.: CFM INTERNATIONAL

Sabendo que o eixo que movimenta o compressor de alta pressão é o mesmo que movimenta a turbina alta pressão, foi considerado que:

$$\dot{W}_{HPC} = \dot{W}_{HPT} \quad (53)$$

Por último, foi definido que o rendimento energético da turbina de alta pressão fosse de 80%, esse valor foi definido a partir das literaturas.

Já a partir da equação de conservação de energia será obtida a temperatura T_{45} na entrada da turbina:

$$\begin{aligned} \dot{W}_{HPC} = \dot{W}_{HPT} &= \dot{m}_a (c_{p3} * T_3 - c_{p25} * T_{25}) \\ &= \dot{m}_g (c_{p4} * T_4 - c_{p45} * T_{45}) [kW] \end{aligned} \quad (54)$$

E a pressão P_{45} a partir do seu rendimento por:

$$T_{45} = T_4 \left\{ 1 - \eta_{HPT} \left[1 - \left(\frac{P_4}{P_{45}} \right)^{\frac{1 - \mu_{gHPT}}{\mu_{gHPT}}} \right] \right\} [K] \quad (55)$$

Onde μ_g varia com a temperatura e é obtido a partir de:

$$\mu_g = \frac{1}{1 - \frac{R_g}{c_{p,g} \left(\frac{T_4 + T_{45}}{2} \right)}} [-] \quad (56)$$

com $R_g = \frac{R_a}{M_g} [-]$

Sendo M_g a massa molar do gás de combustão calculada por

$$M_g = f_{N2} * M_{N2} + f_{O2} * M_{O2} + f_{CO2} * M_{CO2} + f_{H2O} * M_{H2O} \quad (57)$$

Sendo f_x , a fração de cada componente e $M_x \left[\frac{kg}{mol} \right]$, a massa molar de cada componente.

É importante ressaltar que para conseguir resolver as equações 55 e 56 é necessário obter dois parâmetros, T_4 e P_4 .

Definido os valores de T_4 e P_4 , foi possível obter T_{45} . Como dito no anteriormente, devido o compressor de alta pressão estar ligado através do mesmo eixo a turbina de alta pressão, considera-se que a potência produzida por ambos é igual, logo:

Já a eficiência exergética será:

$$\eta_{x_{HPT}} = 1 - \left(\frac{\dot{X}_{d_{HPT}}}{\dot{X}_4} \right) [-] \quad (58)$$

4.4.5. Turbina de baixa pressão

De modo análogo a turbina de alta pressão, a análise da de baixa é obtida através da seguinte conservação de massa:

$$\dot{m}_g = \dot{m}_{45} = \dot{m}_{54} \left[\frac{kg}{s} \right] \quad (59)$$

A partir do balanço de energia, a potência gerada por esse último módulo será:

$$\dot{W}_{LPT} = \dot{m}_g(h_{45} - h_{54}) = \dot{m}_g(c_{p45} * T_{45} - c_{p54} * T_{54}) [kW] \quad (60)$$

Onde

$$T_{54} = T_{45} \left\{ 1 - \eta_{LPT} \left[1 - \left(\frac{P_{45}}{P_{54}} \right)^{\frac{1 - \mu_{g_{LPT}}}{\mu_{g_{LPT}}}} \right] \right\} [K] \quad (61)$$

E:

$$\mu_{g_{LPT}} = \frac{1}{1 - \frac{R_g}{c_{p,g} \left(\frac{T_{45} + T_{54}}{2} \right)}} [-] \quad (62)$$

A constante R_g é o mesmo valor obtido para a turbina de alta pressão.

5. Metodologia

5.1. Dados experimentais

Serão utilizados dados experimentais de teste do motor CFM56-7B, versões A, B e C, nos regimes de “máximo contínuo” e “*take off*”. Além disso, espera-se poder comparar com os resultados obtidos com valores de referência da literatura. Foram escolhidos aleatoriamente 23 motores, somando um total de 60 dados obtidos, conforme mostrado na figura abaixo representando o empuxo em função da rotação parametrizado em função das versões e do seu regime de potência.

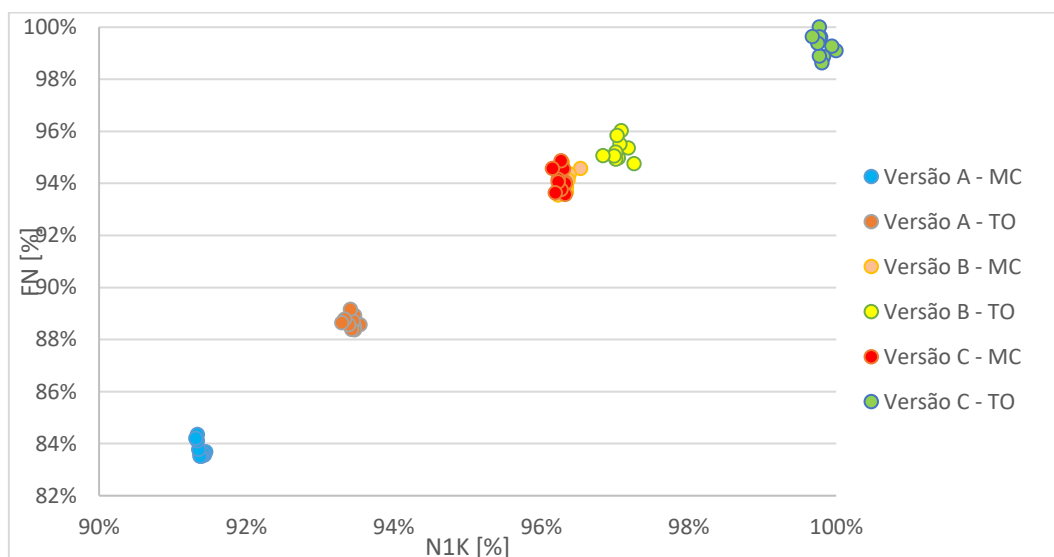


Figura 17 - Empuxo pela rotação. Fonte: Dados experimentais

5.2. Simulação do Matlab

A modelagem da operação da turbina aeronáutica escolhida foi desenvolvida através do software MATLAB. O programa usará um código baseado nas equações descritas no capítulo 4. Logo, será possível obter e comparar as eficiências energéticas e exergéticas de cada módulo (compressores de baixa e alta, câmara de combustão e as duas turbinas) para cada regime e versão de motor. O programa utilizado está disponível no anexo 1.

6. Resultados e Discussão

Os gráficos de temperatura e pressão foram comparados aos resultados obtidos por Baptista (2017). O objetivo é validar as hipóteses assumidas a partir dos dados do fabricante do motor.

Os resultados analisados foram também comparados com as referências escolhidas, principalmente com os resultados obtidos pelo Balli (2013, 2017).

6.1. Perfis de pressão e temperatura

6.1.1. Temperaturas

Os gráficos abaixo representam a variação de temperatura média por módulo durante os dois regimes escolhidos, para cada versão de motor.

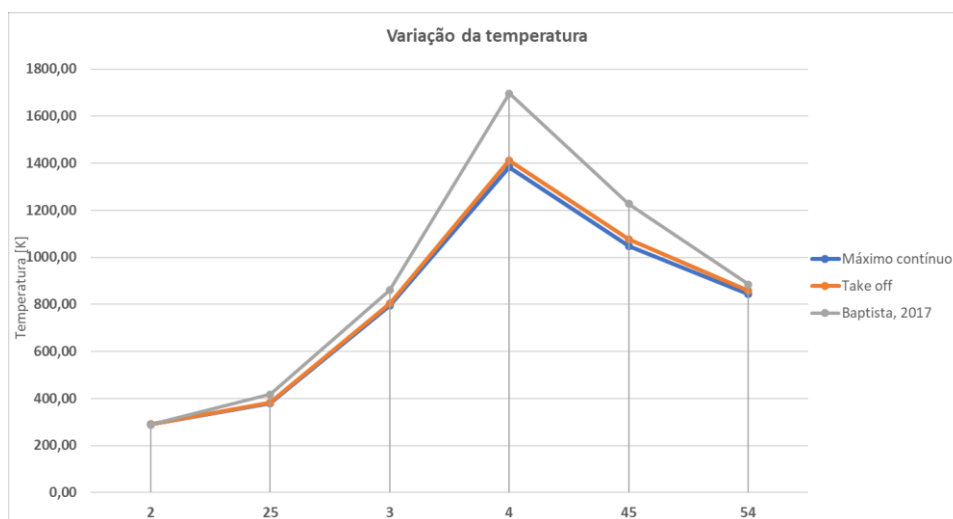


Figura 18 - Perfil de temperatura x estação da versão A

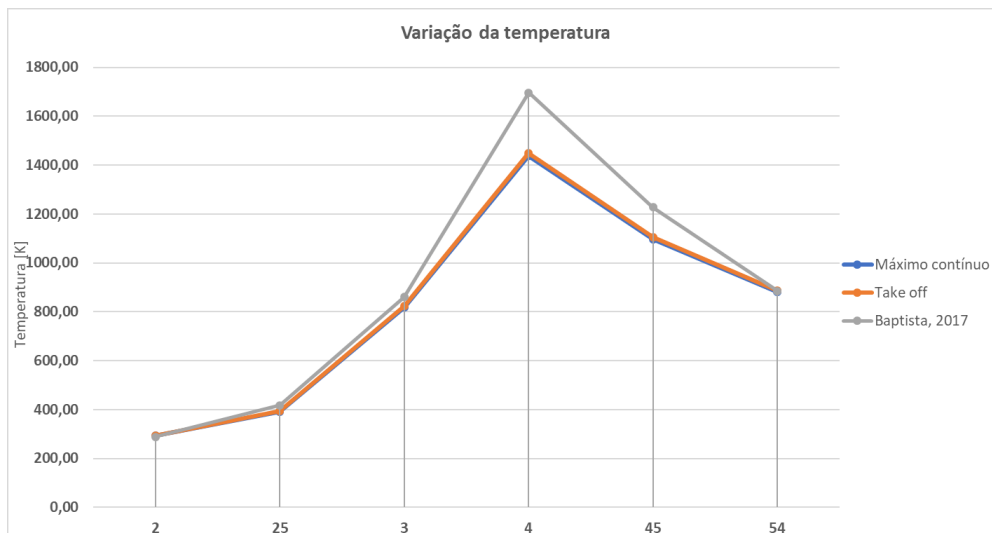


Figura 19 – Perfil de temperatura x estação da versão B

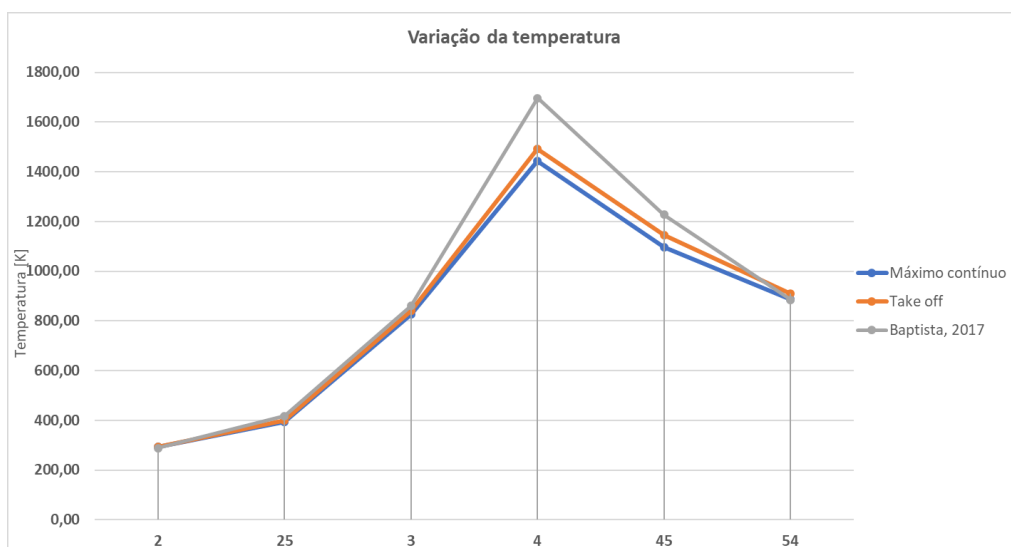


Figura 20 - Perfil de temperatura x estação da versão C

É possível analisar que tendência a curva é igual, embora haja uma pequena diferença nas temperaturas, nas versões A e C entre o compressor de alta pressão até o turbina de baixa. A diferença é justificada pela diferença entre modelos de motor, que no caso de Baptista, 2017, atinge uma temperatura mais alta após a câmara de combustão. Porém, as curvas seguem o perfil do gráfico do Baptista, 2017..

6.1.2. Pressão

Do mesmo modo que a temperatura, a pressão média segue o mesmo perfil ao longo dos módulos, independentemente da versão. Entretanto nas versões A e C há uma leve diferença após a câmara de combustão.

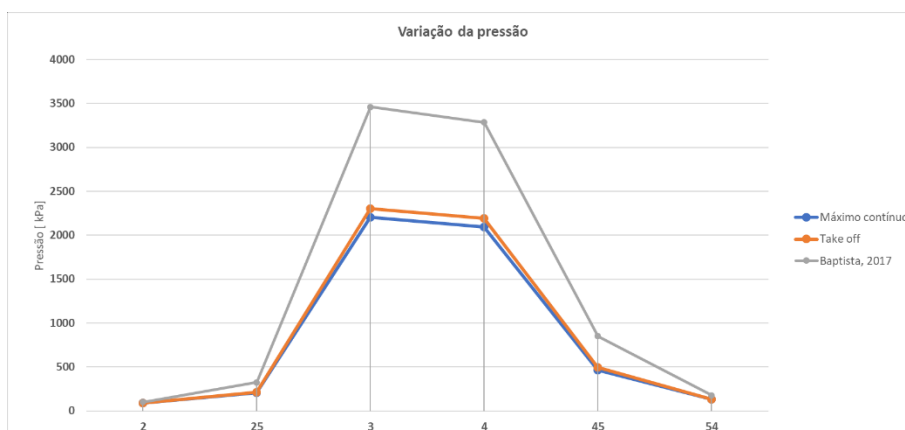


Figura 21 - Perfil da pressão x estação da versão A

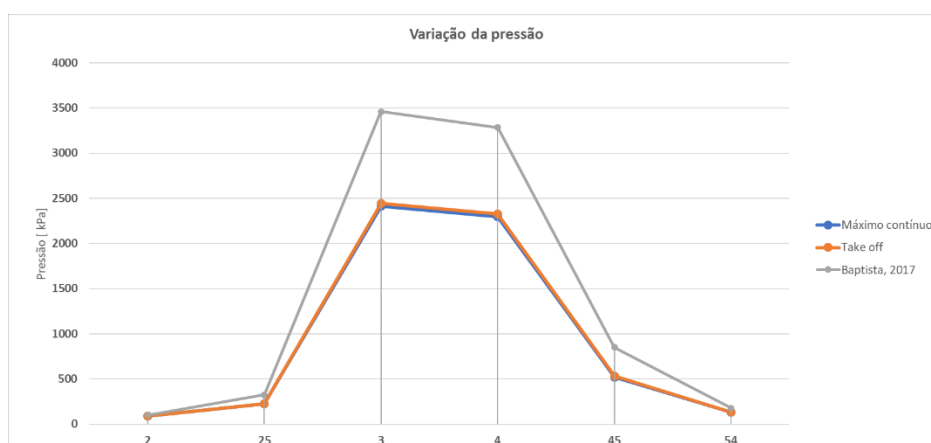


Figura 22 - Perfil da pressão x estação da versão B

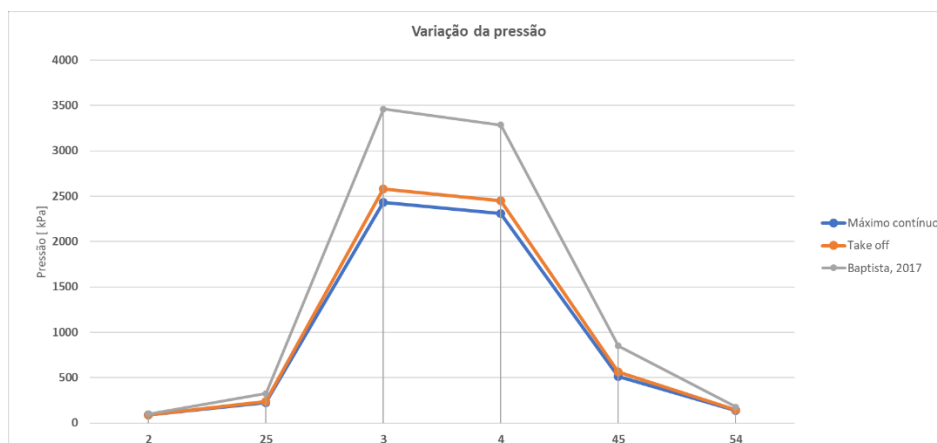


Figura 23 - Perfil a pressão x estação da versão C

De modo análogo aos gráficos de temperatura, os gráficos obtidos para a pressão acima seguem o mesmo perfil do Baptista.

Conclui-se que as hipóteses consideradas para obtenção de todas as temperaturas e pressões nas estações necessárias para o estudo do motor, foram feitas de maneira correta.

6.2. Eficiências

É esperado que os resultados finais das eficiências energética e exergética corroborem com os resultados obtidos por Turan, Balli e Baptista. Embora os motores sejam diferentes podemos considerar que as tendências devem ser bem próximas.

Logo, esperasse obter uma eficiência exergética dos compressores, das turbinas e do combustor por volta de 80%. Já para a turbina, como toda, a eficiência exergética esperada de todo o conjunto é de 25%, sendo a destruição exergética por volta de 90%. Para a construção do gráfico foram utilizados os valores médios com um erro de $\pm 2\sigma$.

6.2.1. Potências fornecidas e produzidas

A análise da potência gerada por cada versão do motor, foi dividida por módulo, e regime de potência. Os gráficos abaixo quantificam a potência gerada por cada versão e por cada módulo do motor. Os gráficos foram separados por regime de potência. É importante ressaltar que a última coluna representa o valor líquido da potência gerada pelo motor.

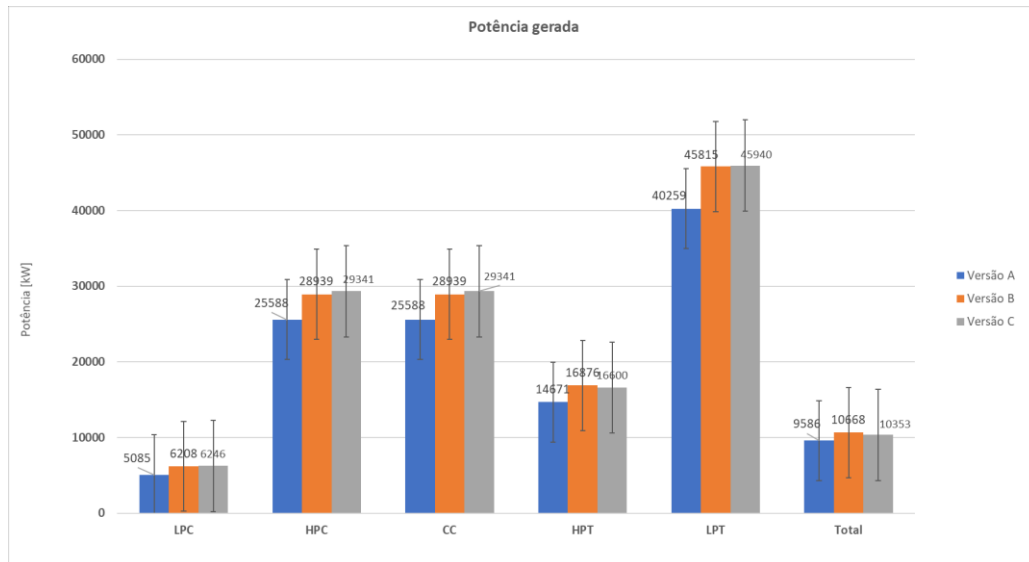


Figura 24 – Potência gerada em regime de máximo contínuo

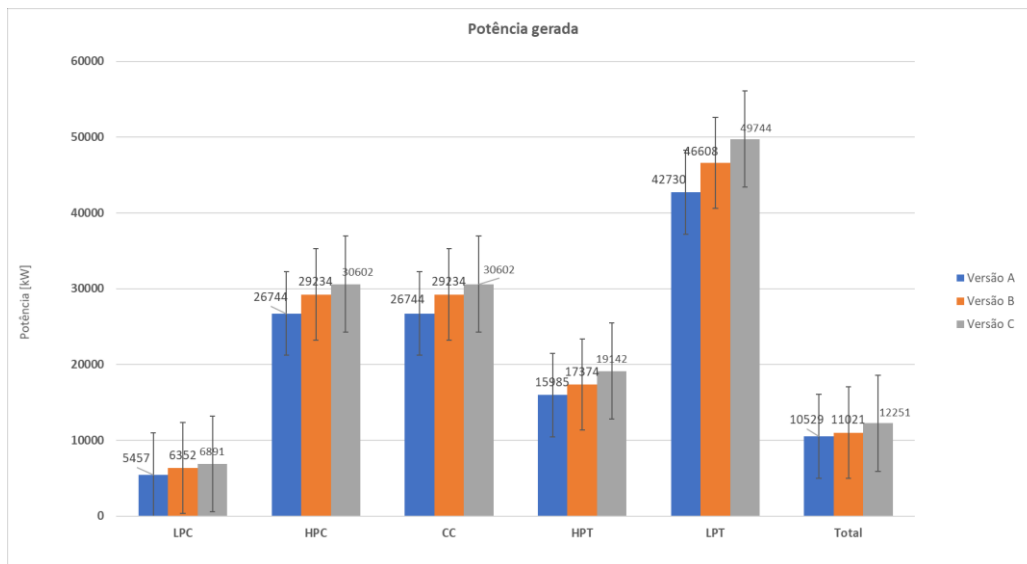


Figura 25 - Potência gerada em regime de *take-off*

A partir dos gráficos acima pode-se notar que a versão de menor potência gera o menor trabalho, 9586 kJ, em máximo contínuo e 10529 kJ em take off. Isto é consequência da menor exigência do motor para geração do empuxo máximo necessário para cada regime. A partir do momento que há a necessidade de maior empuxo. Além disso, pode-se perceber que o maior trabalho produzido é derivado da turbina de baixa pressão (LPT), logo é justificável o motivo das turbinas utilizadas para geração de energia serem conectadas por um eixo alocado na LPT.

6.2.2. Eficiência energética

A partir do cálculo das potências, foi possível obter o rendimento energético [%] para cada regime de potência e cada versão do motor. Os gráficos abaixo representam as eficiências médias de cada módulo as versões A, B e C. Além disso, a última coluna representa o rendimento líquido total do motor.

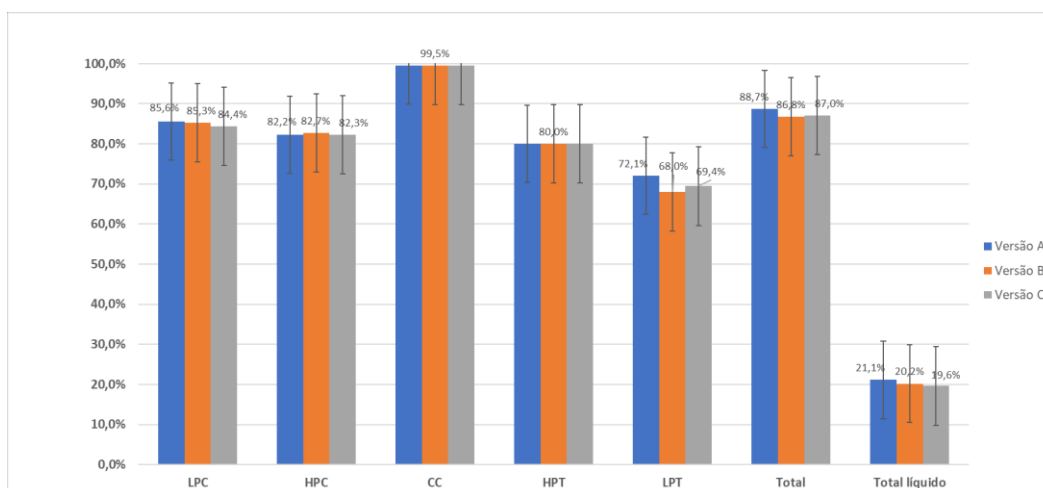


Figura 26 – Eficiência energética em regime de máximo contínuo

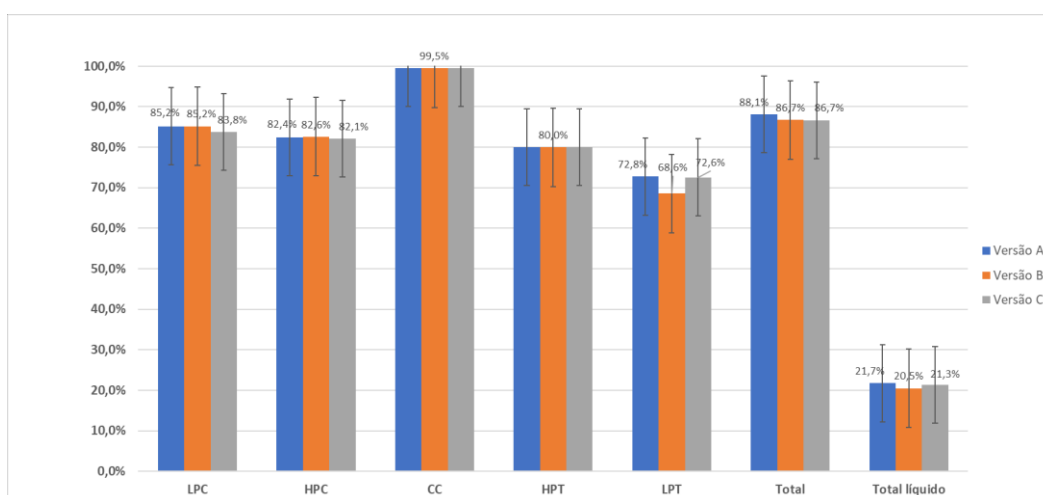


Figura 27 – Eficiência energética em regime de *take-off*

É interessante observar que com exceção da câmara de combustão o compressor tem o maior rendimento energético. Os resultados obtidos no compressor, estão de acordo com Baptista (2017). Os resultados obtidos em cada módulo foram

Tabela 4 - Validação da eficiência energética

Módulo	Modelo matemático	Baptista, 2017
LPC	84,5%	86,0%
HPC	82,0%	82,2%
CC	99,5%	100,0%
HPT	80,0%	91,0%
LPT	70,0%	93,4%

O fato do rendimento da LPC ser maior que o da HPC é justificável pelo tamanho menor de seu módulo e pela menor perda de carga para outros componentes. Visto que a HPC é responsável, junto com a HPT, pelo funcionamento da caixa de acessório é justificável um menor rendimento de ambos os módulos. Além disso, pode-se observar que a maior diferença de rendimento energético, entre os dois regimes, é na turbina de baixa (LPT). Visto que foi definido um rendimento fixo de 80% na turbina de alta pressão, (HPT) esse valor está diretamente ligado com o resultado observado. Por esse motivo, há uma diferença nos valores encontrados por Baptista.

Por último é importante ressaltar que embora a versão A, seja a menos potente, ela tem o maior rendimento líquido, justificado pela menor necessidade de combustível para atingir o regime escolhido.

6.2.3. Exergia

É importante ressaltar que a exergia é a capacidade máxima de um sistema gerar trabalho útil. Os gráficos abaixo têm como objetivo analisar a taxa exergética destruída em cada módulo e em cada regime.

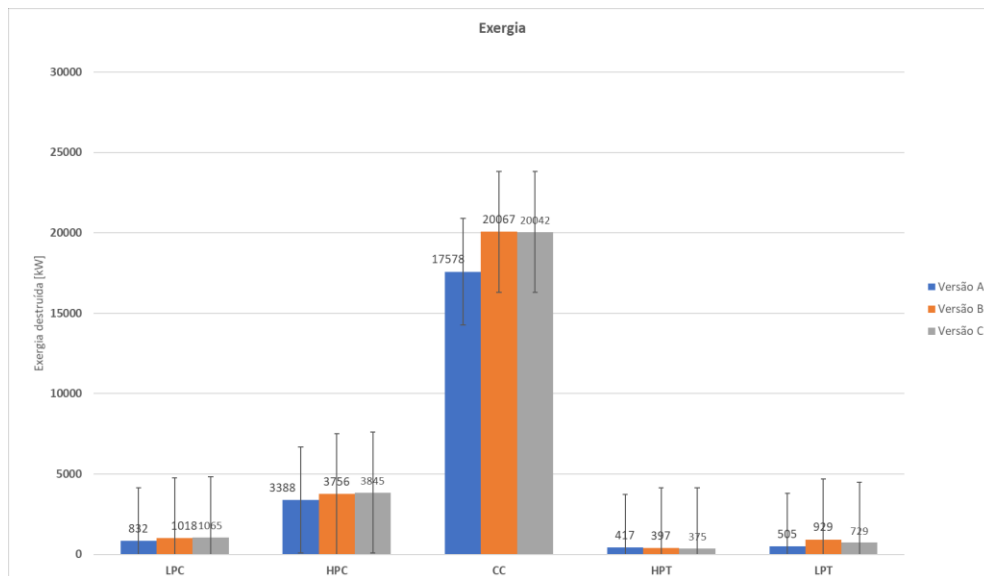


Figura 28 – Taxa de exergia destruída em regime de máximo contínuo

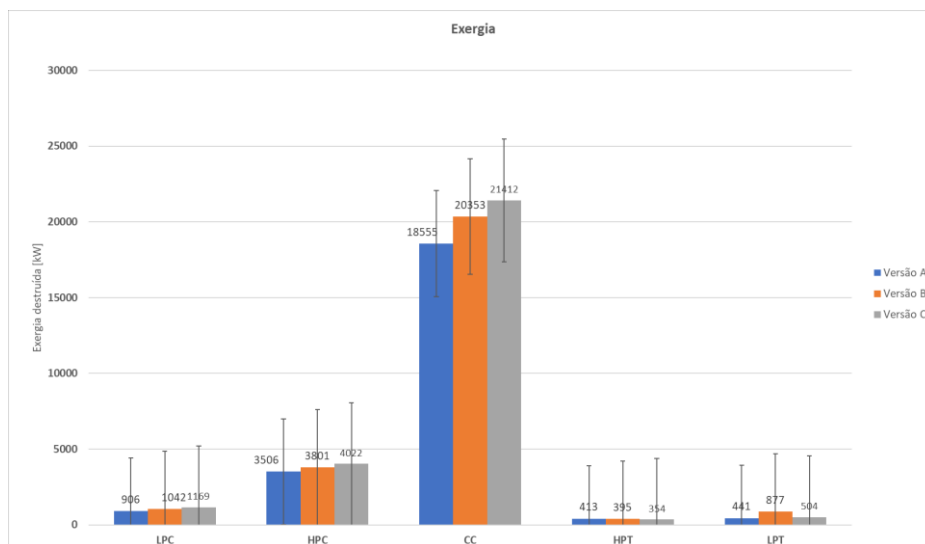


Figura 29 - Taxa de exergia destruída em regime de take-off

Considerando que praticamente todo o combustível introduzido no motor é queimado, e essa queima gera todo o trabalho do motor, era esperado que a maior exergia fosse neste módulo devido as irreversibilidades da reação de combustão. De acordo com os gráficos acima, pode-se analisar que o resultado esperado é obtido, onde a câmara de combustão, seguido pelo compressor de alta pressão possuem as maiores exergia. Além disso, o motor da versão C, embora seja o de maior empuxo, não gera a maior taxa de destruição exergética nos módulos da

turbina. Porém ele é responsável pela maior taxa de destruição no módulo dos compressores..

6.2.4. Eficiência exergetica

Os resultados obtidos nos gráficos abaixo representam a eficiência exergetica por módulo.

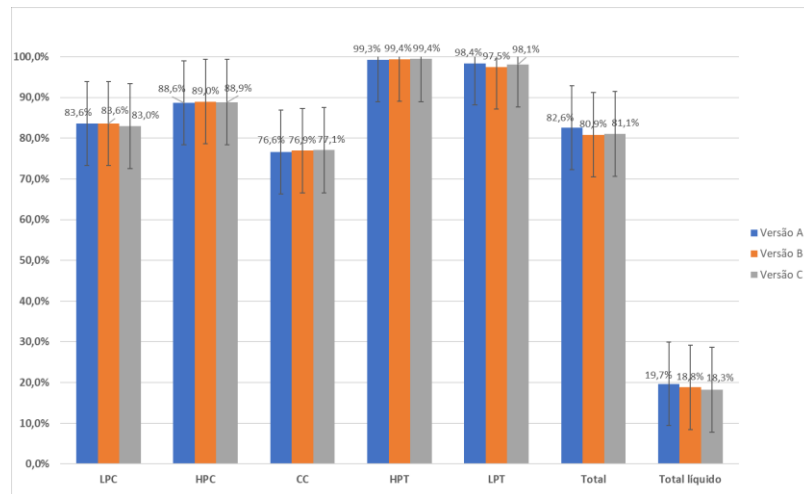


Figura 30 - Eficiência exergetica em regime de máximo contínuo

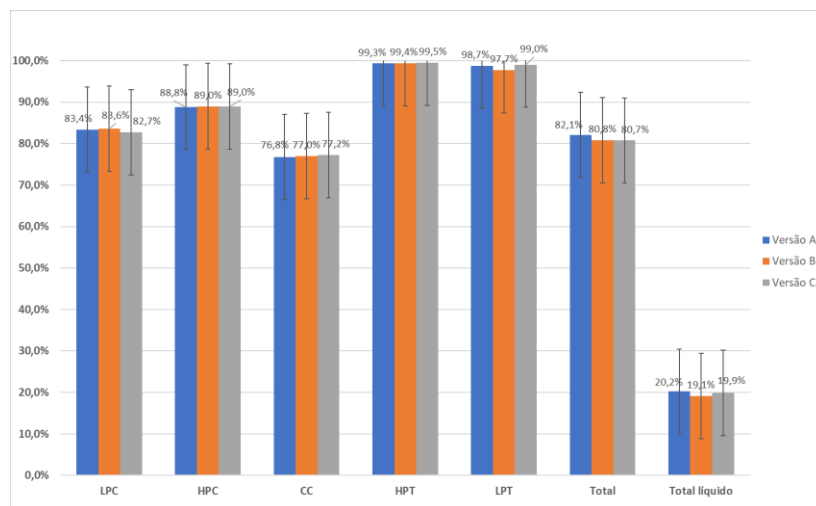


Figura 31 - Eficiência exergetica em regime de *take-off*

Os resultados obtidos foram comparados com Balli, com o objetivo de validá-los. Os resultados estão de acordo com a literatura, visto que em seu estudo, foi obtido $\eta_{x_C} = 87,61\%$, $\eta_{x_{CC}} = 66,74\%$, $\eta_{x_{HPT}} = 98,48\%$, $\eta_{x_{LPT}} =$

92,54% e $\eta_{xGT} = 16,63\%$. Os valores estão de acordo com o intervalo de 2σ citado. Além disso, é importante ressaltar que o módulo da turbina é o de maior e a câmara de combustão o de menor eficiência. Seguindo do mesmo modo que o rendimento energético, a versão de maior eficiência exergética é a de menor empuxo.

6.2.5. Comparação entre rendimento e trabalho líquido

Neste capítulo, o objetivo foi descobrir a versão com a melhor relação rendimento energético e exergético x trabalho líquido, de acordo com o regime escolhido. Cada gráfico representa o rendimento energético e o exergético.

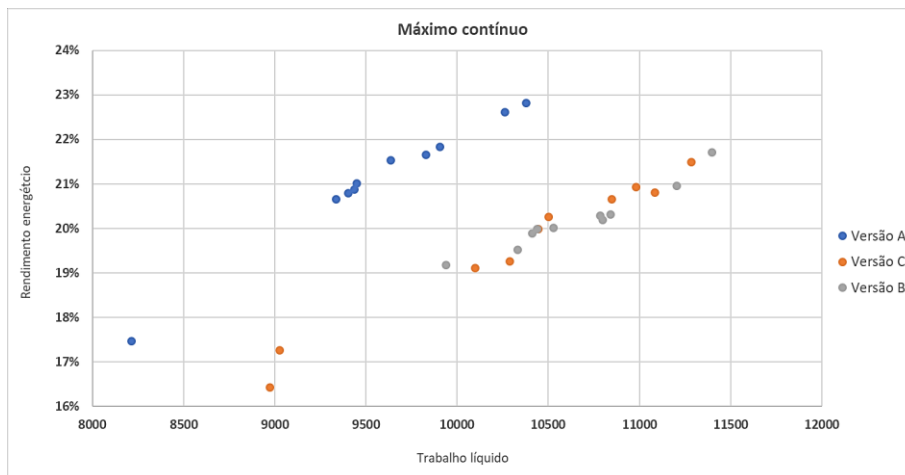


Figura 32 - Comparação do rendimento energético em regime de máximo contínuo

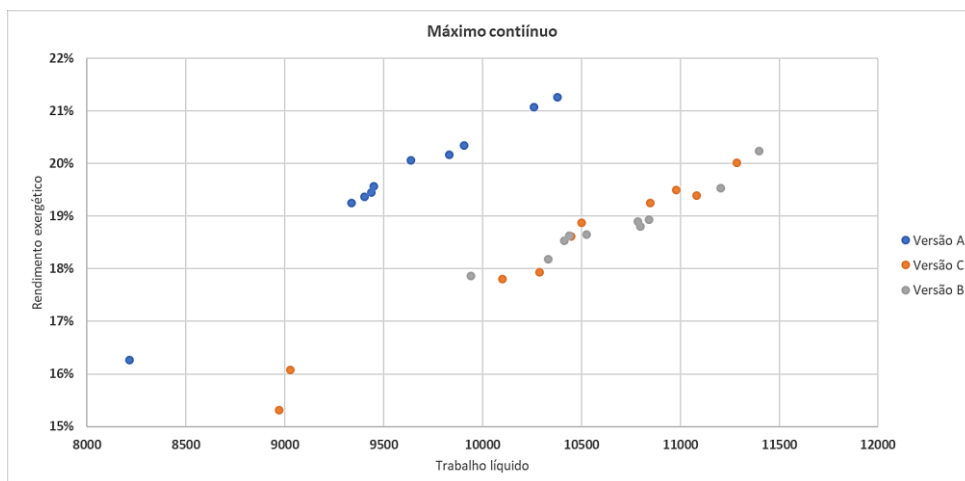


Figura 33 - Comparação do rendimento exergético em regime de máximo contínuo

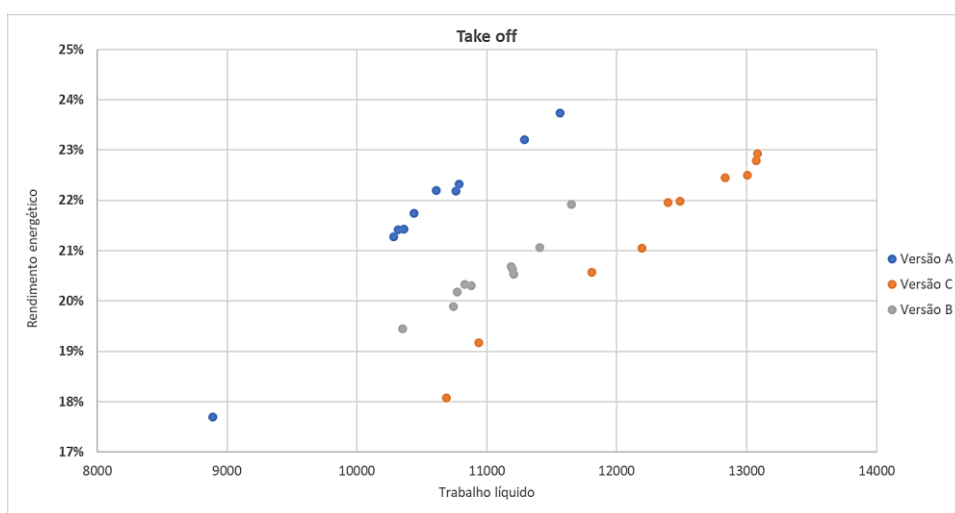


Figura 34 - Comparação da eficiência energética em regime de *take-off*

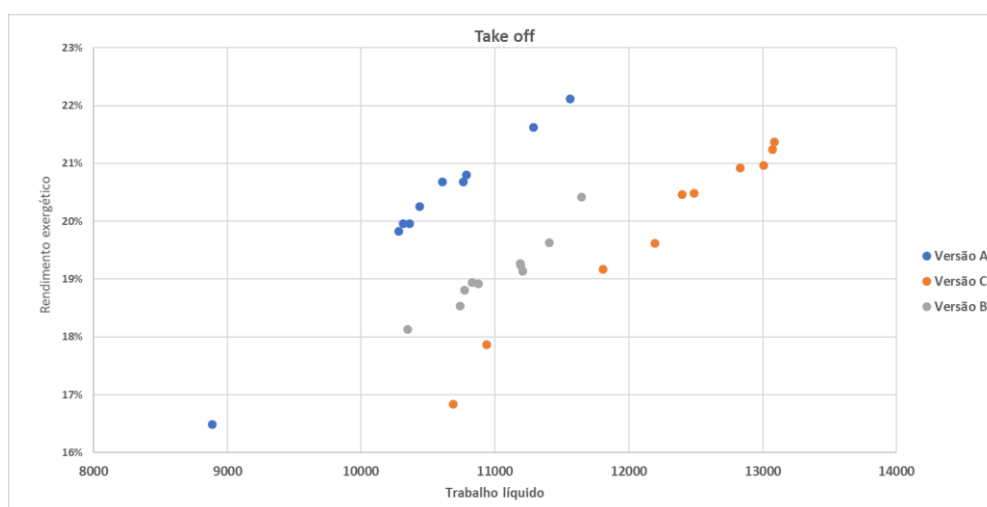


Figura 35 - Comparação da eficiência exergética em regime de *take-off*

A partir dos resultados acima pode-se fazer algumas conclusões. A versão A é a com melhor rendimento energético e exegético em ambos os regimes. Porém, ele é a versão com menor trabalho líquido. No regime de máximo contínuo as versões B e C tem o mesmo rendimento. Entretanto, quando analisamos o regime de take-off é possível observar que o rendimento de ambas as versões aumenta.

É importante ressaltar que com o modelo gerado foi possível observar que os dados obtidos de um motor experimental, demonstraram um possível problema de eficiência. Nos gráficos acima há dois pontos na cor laranja e azul que representam 2 motores. Após uma análise particular desses dois motores foi possível observar que o baixo rendimento era causado pela baixa eficiência e potência gerada na turbina de baixa pressão. Após uma análise mais detalhada com o auxílio do time de engenheiros responsável pelo motor, foi comprovado o problema identificado pelo modelo matemático gerado neste trabalho.

7. Conclusão

Através do estudo realizado, foi possível compreender e conferir o funcionamento de um modelo de motor aeronáutico, em cada módulo e em diferentes regimes. Isto foi realizado a partir o programa desenvolvido (anexo 1), o qual considerou todas hipóteses e relações termodinâmicas citadas no capítulo 6. A partir, obteve-se as eficiências energética, exergetica, do trabalho e da exergia de cada versão.

É importante ressaltar que o projeto realizado foi desenvolvido especialmente para um modelo de motor e para um tipo de combustível. Foi observado a necessidade de um número mínimo de parâmetros experimentais para a obtenção dos resultados.

Por esse motivo foi necessário auxílio da literatura para determinação de hipóteses consideradas no capítulo 6.3. Somente com essas considerações foi possível realizar o estudo. Além disso, o trabalho desenvolvido por Baptista, 2017 foi uma referência para validação das hipóteses consideradas na obtenção das temperatura e pressões desconhecidas.

Além disso, a partir da utilização do modelo construído no software Matlab, em outros modelos de motores e em diferentes regimes de potências, será possível uma maior precisão das análises termodinâmicas do motor. É importante ressaltar que a definição do rendimento da turbina de alta potência em 80% está diretamente relacionada aos resultados obtidos. Logo uma primeira modificação futura, seria definir com 90% e comparar os resultados com os obtidos no presente trabalho.

Por fim, através das análises no capítulo 7, pode-se comprovar que os resultados esperados foram alcançados. Além disso, o trabalho realizado pode ser aplicado e utilizado no âmbito empresarial. O futuro o objetivo do presente projeto é obter uma relação com os dados de performance do motor apresentados no capítulo 3.

8. Bibliografia

ADVISORY CIRCULAR. **Correlation, Operation, Design, and Modification of Turbofan, Jet Engine Test Cells**. AC No: 43-207, US Department of Transportation – Federal Aviation Administration, December 2002.

ALCAIDE, F. B. **Análise termodinâmica (1ª e 2ª lei) de turbinas a gás para aplicação offshore**. Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro - Departamento de Engenharia Mecânica, 2017, 72 p.

ANDRÉ, V. C. **Treinamento CFM56-3-5-7 Basic Engine**. Universidade Federal do Rio De Janeiro, Departamento de Engenharia Mecânica DEM/POLI/UFRJ: [s.n.], 2016. 60 p

ANDRÉ, V. C. **Investigação sobre a Queda do Empuxo Apresentado pelos Motores Aeronáuticos CF6-80c2, no Banco de Provas do Rio de Janeiro, em Decorência da Selagem Deteriorada da Capota**. 2014. 168 p. Trabalho de Conclusão de Curso de Graduação (Curso de Engenharia Mecânica)- Escola Politécnica da Universidade Federal do Rio de Janeiro, [S.I.], 2014.

ASHWOOD, P. F. **The Uniform Engine Test Programme: report of the Propulsion and Energetics Panel Report of the Propulsion and Energetics Panel Working Group 15**, 1990.

BALLI, O. **Energetic and exergetic analyses of T56 turboprop engine**. *Energy*, v. 73, p. 106-120, maio 2013

BALLI, O. **Advanced exergy analyses of an aircraft turboprop engine (TPE)**. *Energy*, v. 124, p. 599-612, fev. 2017

BAPTISTA, F. M. **A 0-D Off-Design Performance Prediction Model of the CFM56-5B Turbofan Engine**. 2017. 118 p. Dissertation to obtain the Master of Science Degree (Aerospace Engineering)- Técnico Lisboa, Portugal, 2017.

BOYCE, M.P. **Gas Turbine Engineering Handbook**. 4th edition. Butterworth-Heinemann, 2002.

CENGEL, A.; BOLES, M. **Thermodynamics: an engineering approach**. 5th ed. New York: McGraw-Hill, 2006.

COHEN, H.; ROGERS, G. F. C.; SARAIVANAMUTTOO., H. I. H. **Gas Turbine Theory**. 4th ed. Harlow: Longman Group, 1996.

CUMPSTY, N. **Jet propulsion: a simple guide to the aerodynamic and thermodynamic design and performance of jet engines**. Cambridge: Cambridge University Press, 1997.

DINCER, I.; ROSEN, M.A. **Exergy: Energy, Environment and Sustainable Development**. 2nd edition. Elsevier Ltd, 2013.

HILL, P.; PETERSON, C. **Mechanics and thermodynamics of propulsion**, 1992.

IBRAHIM, T.K. et al. **Thermal performance of gas turbine power plant based on exergy analysis**. Applied thermal engineering, v. 115, p. 977-985, mar. 2017.

KLEIN, S.; NELLIS, G. **THERMODYNAMICS** . 1. ed. [S.I.]: Cambridge University Press, 2012. 1102 p.

KURZKE, J. **How to create a performance model of a gas turbine from a limited amount of information**. New York: ASME, 2005.

MATTINGLY, J. D. **Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets**. 1. ed. Blacksburg, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2006. 909 p.

MATTINGLY, J. D.; HEISER, W. H.; PRATT, D. T. **Aircraft engine design**. 2nd ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.

MORAN, M. J.; SHAPIRO, H. N. **Fundamentals of engineering thermodynamics**. 5th ed. John Wiley & Sons Inc., 2006.

PHILPOT, H. G., **Practical considerations in designing the engine cycle**. Royal Aerospace Establishment, 1992.

PRADELLE, F. A. Y. **Use of Biofuels in Compression Ignition Engines – Potential of Diesel-Biodiesel-Ethanol Blends**. Tese de Doutorado, Pontifícia Universidade Católica (PUC-Rio), Rio de Janeiro, Brasil, 2017. 302 patinas.

SARAVANAMUTTOO, H. I. H. **Component performance requirements**. Ottawa: Carleton University, 1992.

SARAVANAMUTTOO, H. I. H. **Overview on basis and use of performance prediction methods**. Ottawa: Carleton University, 1992.

SMITH, J. M.; VAN NESS, H. C.; ABBOTT, M. M. **Introdução à Termodinâmica da Engenharia Química**. 7a edição. Rio de Janeiro: LTC, 2007.

STEPANOV, V. S. **Chemical energies and exergies of fuels**. Energy, v. 20, n. 3, p. 235-242, out. 1994.

SZARGUT, J. **Exergy Method: Technical and Ecological Applications**. 1st edition. WIT Press, 2005.

ŞÖHRET, Y. et al. **Advanced exergy analysis of an aircraft gas turbine engine: splitting exergy destructions into parts**. Energy, v. 90, p. 1219-1228, jul. 2015.

TURBOMACHINERY MAGAZINE. **Choosing gas turbines: single- vs two-shaft**. Disponível em: <<https://www.turbomachinery-mag.com/choosing-gas-turbines-single-vs-two-shaft/>>. Acesso em: 15 maio 2018.

TURAN, Ö. **Numerical calculation of energy and exergy flows of a turboshaft engine for power generation and helicopter applications**. Energy, v. 115, p. 914-923, set. 2016

VAN WYLEN, G.J.; SONNTAG, R.E.; BORGNAKKE, C. **Fundamentos da Termodinâmica**. 5ª edição. VIR: Edgard Blücher, 2003.

WALSH, P. P.; FLETCHER, P. **Gas turbine performance**. Blackwell Science, 1998

WILSON, D. G.; KORAKIANITIS, T. **The design of high-efficiency turbomachinery and gas turbines**. 2nd ed. Upper Saddle River: Prentice Hall, 1998.

YUCER, C.T. **Thermodynamic analysis of the part load performance for a small-scale gas turbine jet engine by using exergy analysis method**. Energy, v. 111, p. 251-259, jun. 2016.

Anexo 1 - MATLAB

```
clc
close all
clear all

syms T45 T4 P4 temp temp2 T cp_g_n
syms X y

% ENGINE TECHNICAL DATA
R=8.3144621*10^-3; % the universal gas constant
of air [kJ./ (mol*K)]

% Volumetric air flow (lb./sec) [kg/sec]
m_a =(
xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','Y8:Y69')).*0.45359237;
%fluxo de ar
% fluxo de combustível pph
m_f =
(xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','X8:X69')).*0.0001259979;
%fluxo de combustível
m_g=m_a+m_f;

% FUEL
LHV = (xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','J8:J69'))*2.326; %
Lower Heating Value (BTU) [kj/kg]
M_C12H23 = 167.311E-3; %[kg./mol] massa molar do querosene
M_ar = 28.965E-3; %[kg./mol] massa molar do ar
M_N2 = 28.01E-3; %[kg./mol] massa molar do N2
M_O2 = 32E-3; % [kg./mol] massa molar do O2
M_CO2 = 44.01E-3; % [kg./mol] massa molar do CO2
M_H2O = 18.02E-3; % [kg./mol] massa molar do H2O
R_N2=0.2968;
R_O2=0.2598;
R_CO2=0.1889;
R_H2O=0.287;
AF_mol = 86.15; %relação ar - combustível para haver
estequiometria
AF_mar = AF_mol .* M_ar ./ M_C12H23;%relação ar - combustível
mássica
lambda = (1 ./ AF_mar) .* (m_a ./m_f);
f_N2 = 66.7 .* lambda ./ (1 + AF_mol .* lambda); %fração de N2 nos
gases de combustão
f_O2 = 17.75 .* (lambda - 1) ./ (1 + AF_mol .* lambda); %fração de
O2 nos gases de combustão
f_CO2 = (12 + 0.02663 .* lambda) ./ (1 + AF_mol .* lambda);
%fração de CO2 nos gases de combustão
f_H2O = (11.5 + 1.633 .* lambda) ./ (1 + AF_mol .* lambda);
%fração de H2O nos gases de combustão
M_g = (f_N2 .* M_N2 + f_O2 .* M_O2 + f_CO2.* M_CO2 + f_H2O .*
M_H2O);%massa molar do gás de combustão
Rg=R./M_g;
Ra=R./M_ar;

% Novo cp do gás a partir do van wylen e florian
fm_N2=f_N2*M_N2./M_g;
fm_O2=f_O2*M_O2./M_g;
fm_CO2=f_CO2*M_CO2./M_g;
fm_H2O=f_H2O*M_H2O./M_g;
```

```

% cp_N2= (R_N2.*(3.28+(0.593.*T.*10.^-3)+(0.040.*T3.^-2.*10.^5)));
% cp_O2=(R_O2.*(3.639+(0.506.*T.*10.^-3)-(0.227.*T3.^-2.*10.^5)));
% cp_CO2=(R_CO2.*(5.457+(1.045.*T.*10.^-3)-(1.157.*T3.^-
2.*10.^5)));
% cp_H2O=(R_H2O.*(3.47+(1.045.*T.*10.^-3)+(0.121.*T3.^-
2.*10.^5)));

% cp_g_n=fm_N2.(R_N2.*(3.28+(0.593.*T.*10.^-3)+(0.040.*T3.^-
2.*10.^5))) +fm_O2.* (R_O2.*(3.639+(0.506.*T.*10.^-3)-
(0.227.*T3.^-2.*10.^5))) +fm_CO2.* (R_CO2.*(5.457+(1.045.*T.*10.^-
3)-(1.157.*T3.^-2.*10.^5)))
+fm_H2O.*(R_H2O.*(3.47+(1.045.*T.*10.^-3)+(0.121.*T3.^-
2.*10.^5)));

% DATA COLLECTION
esn=xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','E8:E69');
[~, reg] = xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','G8:G69');
[~, versao]=xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','F8:F69');

% Temperatures (°F) [K]
T_ref=((xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','S8:S69'))+273.15);
T2 = ((xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','S8:S69'))+273.15);
T25 = (((xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','T8:T69'))-
32).*(5/9))+273.15;
T3 = (((xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','U8:U69'))-
32).*(5/9))+273.15;
T495 = (((xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','V8:V69'))-
32).*(5/9))+273.15;
T54 = (((xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','W8:W69'))-
32).*(5/9))+273.15;

% Pressures (psia) [kPa]
P_ref=(xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','K8:K69')).*6.8947572
932;
P2 =
(xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','K8:K69')).*6.8947572932;
P25 =
(xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','L8:L69')).*6.8947572932;
P3 =
(xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','M8:M69')).*6.8947572932;
P495 =
(xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','N8:N69')).*6.8947572932;
P54 =
(xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','O8:O69')).*6.8947572932;

% Thrust (pounds of thrust [lbf]) [N]
FN = (xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','I8:I69'));

% Speed (rpm)
N1 = xlsread('tabela_dados.xlsx','Valores','H8:H69');

% LPC
%trabalho e rendimento energético
cp_a_2=Ra.*(3.355+(0.575.*T2.*10.^-3)-(0.016.*T2.^-2.*10.^5));
cp_a_25=Ra.*(3.355+(0.575.*T25.*10.^-3)-(0.016.*T25.^-2.*10.^5));

```

```

W_dot_LPC=m_a.*(cp_a_25.*T25-cp_a_2.*T2); %potência gerada pela
LPC [kW]
cp_a_LPC=Ra.*(3.355+(0.575.*((T25+T2)./2).*10.^-3)-
(0.016.*((T25+T2)./2).^2.*10.^5));
mi_a_LPC=1./(1-(Ra./cp_a_LPC));
eta_LPC=((P25./P2).^((mi_a_LPC-1)./mi_a_LPC))-1)/((T25./T2)-1);
%rendimento energético [%]

% HPC
%trabalho e rendimento energético
cp_a_3=Ra.*(3.355+(0.575.*T3.*10.^-3)-(0.016.*T3.^2.*10.^5));
W_dot_HPC=m_a.*(cp_a_3.*T3-cp_a_25.*T25); %potência gerada pela
HPC [kW]
cp_a_HPC=Ra.*(3.355+(0.575.*((T25+T3)./2).*10.^-3)-
(0.016.*((T25+T3)./2).^2.*10.^5));
mi_a_HPC=1./(1-(Ra./cp_a_HPC));
eta_HPC=((P3./P25).^((mi_a_HPC-1)./mi_a_HPC))-1)/((T3./T25)-1);
%rendimento energético

% CC
%rendimento energético fixo 99.95%
%achar T4

eta_CC=0.9995;

temp2=zeros(60,3);

for i=1:60
    temp2(i,:)=solve(0.9995 ==((m_g(i)....
    *(fm_N2(i).*R_N2.*(3.28+(0.593.*X.*10.^(-3)))+(0.040.*X.^(-
    2).*10.^5)) +fm_O2(i).*R_O2.*(3.639+(0.506.*X.*10.^(-3))-
    (0.227.*X.^(-2).*10.^5))
    +fm_CO2(i).*R_CO2.*(5.457+(1.045.*X.*10.^(-3)))-(1.157.*X.^(-
    2).*10.^5)) +fm_H2O(i).*R_H2O.*(3.47+(1.450.*X.*10.^(-
    3)))+(0.121.*X.^(-2).*10.^5))) .*X) -
    (m_a(i).*cp_a_3(i).*T3(i)))/(LHV(i).*m_f(i)),X);
end
T4=real(temp2(:,1));

cp_g_4=...
fm_N2.*(R_N2.*(3.28+(0.593.*T4.*10.^(-3)))+(0.040.*T4.^(-2).*10.^5))
+fm_O2.*(R_O2.*(3.639+(0.506.*T4.*10.^(-3)))-(0.227.*T4.^(-
2).*10.^5)) +fm_CO2.*(R_CO2.*(5.457+(1.045.*T4.*10.^(-3))-
(1.157.*T4.^(-2).*10.^5)) +fm_H2O.*(R_H2O.*(3.47+(1.45.*T4.*10.^(-
3)))+(0.121.*T4.^(-2).*10.^5))));

%P4
P4=0.95.*P3;

% HPT
%constante dos gases

cp_g_495=...
fm_N2.*(R_N2.*(3.28+(0.593.*T495.*10.^(-3)))+(0.040.*T495.^(-
2).*10.^5)) +fm_O2.*(R_O2.*(3.639+(0.506.*T495.*10.^(-3))-
(0.227.*T495.^(-2).*10.^5))
+fm_CO2.*(R_CO2.*(5.457+(1.045.*T495.*10.^(-3)))-(1.157.*T495.^(-
2).*10.^5)) +fm_H2O.*(R_H2O.*(3.47+(1.45.*T495.*10.^(-
3)))+(0.121.*T495.^(-2).*10.^5))));

cp_g_54=...

```

```

fm_N2.*(R_N2.*(3.28+(0.593.*T54.*10^(-3)))+(0.040.*T54.^(-
2).*10^5))) +fm_O2.*(R_O2.*(3.639+(0.506.*T54.*10^(-3))-
(0.227.*T54.^(-2).*10.^5)))
+fm_CO2.*(R_CO2.*(5.457+(1.045.*T54.*10^(-3))-(1.157.*T54.^(-
2).*10^5))) +fm_H2O.*(R_H2O.*(3.47+(1.45.*T54.*10^(-
3)))+(0.121.*T54.^(-2).*10^5)));

%ACHAR T45 através de uma aproximação linear
temp=zeros(60,3);
for i=1:60

    temp(i,:)=solve(W_dot_HPC(i) == m_g(i).*(cp_g_4(i).*T4(i)-
((fm_N2(i).*(R_N2.*(3.28+(0.593.*X.*10^(-3)))+(0.040.*X.^(-
2).*10^5))) +fm_O2(i).*(R_O2.*(3.639+(0.506.*X.*10^(-3))-
(0.227.*X.^(-2).*10.^5)))
+fm_CO2(i).*(R_CO2.*(5.457+(1.045.*X.*10^(-3))-(1.157.*X.^(-
2).*10^5))) +fm_H2O(i).*(R_H2O.*(3.47+(1.45.*X.*10^(-
3)))+(0.121.*X.^(-2).*10^5)))))*X),X);
end

T45 = real(temp(:,1));

%cp45

cp_g_45= ...
fm_N2.*(R_N2.*(3.28+(0.593.*T45.*10^(-3)))+(0.040.*T45.^(-
2).*10^5))) +fm_O2.*(R_O2.*(3.639+(0.506.*T45.*10^(-3))-
(0.227.*T45.^(-2).*10.^5)))
+fm_CO2.*(R_CO2.*(5.457+(1.045.*T45.*10^(-3))-(1.157.*T45.^(-
2).*10^5))) +fm_H2O.*(R_H2O.*(3.47+(1.45.*T45.*10^(-
3)))+(0.121.*T45.^(-2).*10^5)));

%cp HPT
cp_g_HPT= ...
fm_N2.*(R_N2.*(3.28+(0.593.*((T4+T45)/2).*10^(-
3)))+(0.040.*((T4+T45)/2).^(-2).*10^5)))
+fm_O2.*(R_O2.*(3.639+(0.506.*((T4+T45)/2).*10^(-3))-
(0.227.*((T4+T45)/2).^(-2).*10.^5)))
+fm_CO2.*(R_CO2.*(5.457+(1.045.*((T4+T45)/2).*10^(-3))-
(1.157.*((T4+T45)/2).^(-2).*10^5)))
+fm_H2O.*(R_H2O.*(3.47+(1.45.*((T4+T45)/2).*10^(-
3)))+(0.121.*((T4+T45)/2).^(-2).*10^5)));

mi_g_HPT=1./(1-(Rg./cp_g_HPT));
cv_g_HPT=cp_g_HPT-Rg;
gam1=cp_g_HPT./cv_g_HPT;
sub=1-mi_g_HPT;
eta_HPT=0.80; %Definido porém precisa ser visto

%Achar P45
for i=1:60
    temp3(i)=solve(T45(i)./T4(i) == 1-eta_HPT...
.* (1-(P4(i)./X).^(sub(i)./mi_g_HPT(i))),X);
    P45 = double(temp3)';
end

W_dot_HPT=m_g.*(cp_g_4.*T4-cp_g_45.*T45); %potência gerada pela
HPT [kW]

% LPT
%trabalho e rendimento energético

```

```

cp_g_LPT= ...
fm_N2.*(R_N2.*(3.28+(0.593.*((T54+T45)/2).*10^(-
3)))+(0.040.*((T54+T45)/2).^(-2).*10^5)))
+fm_O2.*(R_O2.*(3.639+(0.506.*((T54+T45)/2).*10^(-3))-
(0.227.*((T54+T45)/2).^(-2).*10.^5)))
+fm_CO2.*(R_CO2.*(5.457+(1.045.*((T54+T45)/2).*10^(-3))-
(1.157.*((T54+T45)/2).^(-2).*10^5)))
+fm_H2O.*(R_H2O.*(3.47+(1.45.*((T54+T45)/2).*10^(-
3)))+(0.121.*((T54+T45)/2).^(-2).*10^5)));
cv_g_LPT=cp_g_LPT-R;
gam2=cp_g_LPT./cv_g_LPT;
mi_g_LPT=1./(1-(Rg./cp_g_LPT));
eta_LPT=-1*((T54./T45)-1)./(1-(P45./P54).^((1-
mi_g_LPT)./mi_g_LPT)));

%rendimento energético

W_dot_LPT=m_g.*(cp_g_45.*T45-cp_g_54.*T54); %potência gerada pela
LPT [kW]

%MOTOR
% Potência líquida no motor

W_dot_TT_net=W_dot_HPT+W_dot_LPT-W_dot_HPC-W_dot_LPC;
W_dot_TT=W_dot_HPT+W_dot_LPT;
%rendimento energético

eta_TT_net = W_dot_TT_net ./ (m_f.* LHV); %eficiência energética
total líquida
eta_TT = (W_dot_HPT + W_dot_LPT) ./ (m_f .* LHV); % eficiência
energética total

%EXERGIA

% XI
%exergia química do combustível
ex_Q_fuel=(1.0401+0.01728*23/12).*LHV;

%química do combustível [kJ/mol]
Q_N2 = 0.72; %exergia química do N2
Q_O2 = 3.97; %exergia química do O2
Q_CO2 = 19.87; %exergia química do CO2
Q_H2O = 9.49; % exergia química do H2O

%exergias físicas relacionadas à temperatura
ex_T2 = 0;
ex_T25 = cp_a_25 .* ((T25 - T_ref) - T_ref .* log(T25 ./ T_ref));
ex_T3 = cp_a_3 .* ((T3 - T_ref) - T_ref .* log(T3 ./ T_ref));
ex_T4 = cp_g_4 .* ((T4 - T_ref) - T_ref .* log(T4 ./ T_ref));
ex_T45 = cp_g_45 .* ((T45 - T_ref) - T_ref .* log(T45 ./ T_ref));
ex_T54 = cp_g_54 .* ((T54 - T_ref) - T_ref .* log(T54 ./ T_ref));

%exergias físicas relacionadas à pressão
ex_P2 = R .* T_ref .* log(P2 ./ P_ref) ./ M_ar;
ex_P25 = R .* T_ref .* log(P25 ./ P_ref) ./ M_ar;
ex_P3 = R .* T_ref .* log(P3 ./ P_ref) ./ M_ar;
ex_P4 = R .* T_ref .* log(P4 ./ P_ref) ./ M_g;
ex_P45 = R .* T_ref .* log(P45 ./ P_ref) ./ M_g;
ex_P54 = R .* T_ref .* log(P54 ./ P_ref) ./ M_g;

```

```

%exergias físicas
ex_F2 = ex_P2 + ex_T2;
ex_F25 = ex_P25 + ex_T25;
ex_F3 = ex_P3 + ex_T3;
ex_F4 = ex_P4 + ex_T4;
ex_F45 = ex_P45 + ex_T45;
ex_F54 = ex_P54 + ex_T54;

%taxa de exergia física
ex_d_F2 = ex_F2 .* m_a;
ex_d_F25 = ex_F25 .* m_a;
ex_d_F3 = ex_F3 .* m_a;
ex_d_F4 = ex_F4 .* m_g;
ex_d_F45 = ex_F45 .* m_g;
ex_d_F54 = ex_F54 .* m_g;

%Exergias químicas
ex_Q = ((f_N2 .* Q_N2 + f_O2 .* Q_O2 + f_CO2 .* Q_CO2 + f_H2O .*
Q_H2O) + (R .* T_ref) .* (f_N2 .* log(f_N2) + f_O2 .* log(f_O2) +
f_CO2 .* log(f_CO2) + f_H2O .* log(f_H2O))) ./ M_g; %exergia
química da combustão
ex_d_Q = ex_Q .* m_g; %taxa exergetica na combustão

%Exergias totais
ex_d_2 = ex_d_F2; %exergia total no ponto 2
ex_d_25 = ex_d_F25; %exergia total no ponto 25
ex_d_3 = ex_d_F3 ; %exergia total no ponto 3
ex_d_4 = ex_d_F4+ ex_d_Q; %exergia total no ponto 4
ex_d_45 = ex_d_F45; %exergia total no ponto 45
ex_d_54 = ex_d_F54; %exergia total no ponto 54
ex_d_comb = ex_Q_fuel .* m_f; %exergia total do combustível

%Balanço exergetico [kW]
ex_dd_2 = ex_d_2 + W_dot_LPC - ex_d_25; %balanço exergetico no LPC
ex_dd_25 = ex_d_25 + W_dot_HPC - ex_d_3; %balanço exergetico no
HPC
ex_dd_3 = ex_d_3 + ex_d_comb - ex_d_4; %balanço exergetico da cc
ex_dd_4 = ex_d_4 - W_dot_HPT - ex_d_45; %balanço exergetico no HPT
ex_dd_45 = ex_d_45 - W_dot_LPT - ex_d_54; %balanço exergetico no
LPT

%Eficiências exergeticas [%]
eta_x_LPC = 1 - (ex_dd_2./ (W_dot_LPC + ex_d_2)); %eficiência
exergetica do LPC
eta_x_HPC = 1 - (ex_dd_25./ (W_dot_HPC + ex_d_25)); %eficiência
exergetica do HPC
eta_x_CC = 1 - (ex_dd_3 ./ (ex_d_3 + ex_d_comb)); % eficiência
exergetica da CC
eta_x_HPT = 1 - (ex_dd_4 ./ ex_d_4); %eficiência exergetica da HPT
eta_x_LPT = 1 - (ex_dd_45 ./ ex_d_45); %eficiência exergetica da
LPT
eta_x_net = W_dot_TT_net ./ (ex_d_comb); %eficiência exergetica
total líquida do motor
eta_x_TT = (W_dot_HPT + W_dot_LPT) ./ (ex_d_comb); %eficiência
exergetica total do motor

filename = 'resultadofinal2.xlsx';
A = [P2,P25,P3,P4,P45,P495,P54,T2,T25,T3,T4,T45,T495,T54;];

```

```

sheet = 1;
xlswrite(filename,A,sheet);

filename = 'resultadofinal3.xlsx';
A =
[eta_x_LPC,eta_x_HPC,eta_x_CC,eta_x_HPT,eta_x_LPT,eta_x_net,eta_x_
TT,ex_dd_2,ex_dd_25,ex_dd_3,ex_dd_4,ex_dd_45];
sheet = 1;
xlswrite(filename,A,sheet);

%Matrix_Result = {P4,T4};
    %'P45','T45','W_dot_LPC','W_dot_HPC','W_dot_HPT',

%'W_dot_LPT','W_dot_TT','eta_LPC','eta_HPC','eta_CC','eta_HPT','et
a_LPT',

%'eta_TT_net','eta_TT','eta_x_LPC','eta_x_HPC','eta_x_CC','eta_x_H
PT',

%'eta_x_LPT','eta_x_net','eta_x_TT','ex_dd_2','ex_dd_25','ex_dd_3'
,
    %'ex_dd_4','ex_dd_45'}
%
% xlswrite('Resultado2', Matrix_Result);

```