



**EMBRAER | ITA**

**ENGENHARIA AERONÁUTICA E MECÂNICA - PEE 30**

**AC-701 : SISTEMAS PROPULSIVOS - PROF. LACAVA**

**Autores:**

- Camilla Santos
- Eloi Antonio
- Gabriel Henrique
- Jonas Degrave
- Lucas Schroeder
- Matheus Monteverde
- Orlando Gabriel
- Rafael Bayão

---

## **Exercício 1: Montagem do Simulador**

- Matheus Monteverde
- Rafael Bayão

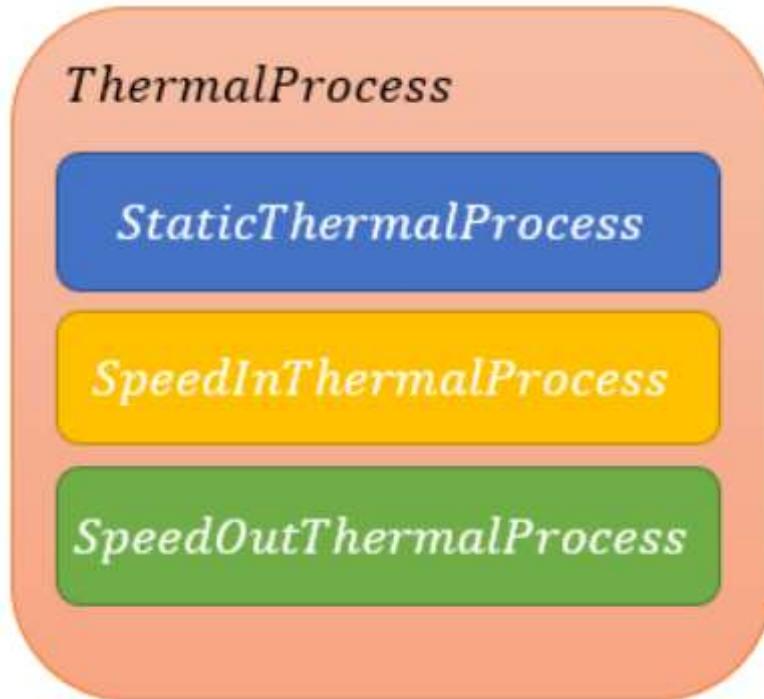
### **Estratégia para criação do simulador**

O simulador foi montado a partir de uma arquitetura de Programação Orientada a Objetos. Dessa forma, foram modelados processos que são herdados pelos componentes e esses são utilizados pelos motores a medida da necessidade. Os a lista de objetos e suas funções podem ser visualizados abaixo:

Processos térmicos: cada processo armazena as propriedades adequadas para formulação de suas transformações.

- ThermalProcess: Classe principal - implementa métodos genéricos isentrópicos e é herdada pelas demais.

- StaticThermalProcess: implementa métodos para processos com entrada e saída com velocidades desprezíveis para o gás.
- SpeedInThermalProcess: implementa métodos para processos com entrada a velocidade considerável e saída a velocidade desprezível.
- SpeedOutThermalProcess: implementa métodos para processos com entrada a velocidade desprezível e saída a velocidade considerável.

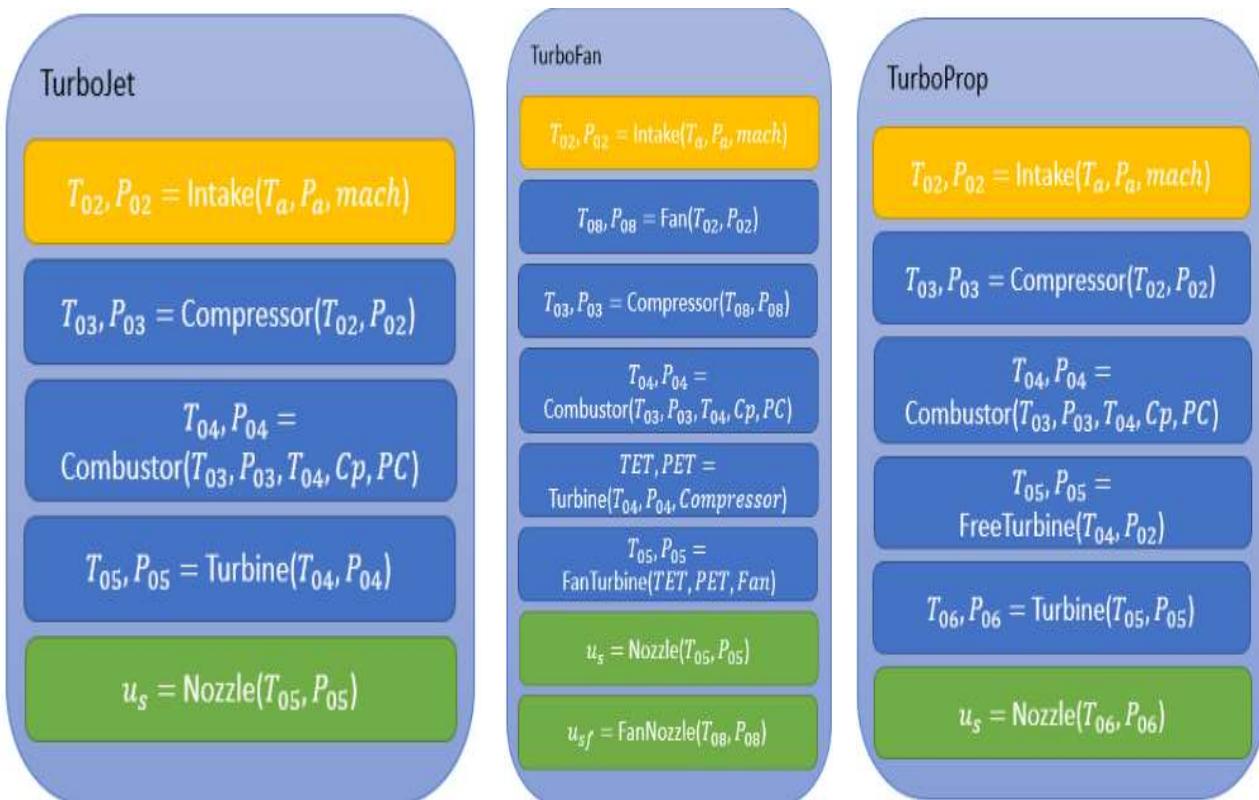


Componentes: cada componente herda um processo térmico adequado ao seu funcionamento implementa as equações necessárias. Os valores de entrada são armazenados e os de saída calculados ao serem invocados. Por fim, implementam métodos para variar a rotação e resumir todos os parâmetros inclusos.

- Diffuser\_Adiaib
- Nozzle\_Adiaib
- Compressor
- Fan
- Turbine
- FanTurbine
- FreeTurbine
- CombustionChamber

Motores: cada motor instancia sequencialmente os componentes necessários para o funcionamento e implementa métodos para ajustar globalmente a rotação e fornecer todas as propriedades de entrada e saída dos componentes e do próprio motor.

- TurboJet
- TurboFan
- TurboProp



## Importação de pacotes

---

## Exemplo 2.1: TurboJet

### Informações do exercício:

Calcular o empuxo específico e consumo específico (TSFC) para um motor turbojato operando a Mach 0,85 e a 12.200 m (Pa = 18,75kPa e Ta = 216,7 K). Usar os dados abaixo para eficiências e razões de calor específico.

Componente	Eficiência Adiabática	$\gamma$
difusor	0,97	1,40
compressor	0,85	1,37
combustão	1,00	1,35
turbina	0,90	1,33
bocal	0,98	1,36

Dados operacionais

Dados operacionais:	Valor
Razão de Pressão no compressor	30
Temperatura na saída da câmara de combustão	1600 K
Poder Calorífico Inferior do Combustível	45000 kJ/kg

Dados operacionais:	Valor
R Médio	288,3 m^2/(s^2.K)
Cp no combustor	1,11 kJ/(kg.K)

## Comparação de resultados

Parâmetro	Unidade	Modelo	Referência do material	Δ em %
Temp. total no final da entrada de ar	K	248.013	248,013	0
Press. total no final da entrada de ar	kPa	296.7483	29,6748	0
Press. Total na saída do Compressor	kPa	890,245	890,245	0
Temp. total na saída do Compressor	K	687,349	687,349	0
Razão Combustível/Ar	-	0,02344	0,02344	0
Temp. total na saída da turbina do compressor	K	1160,66	1160,66	0
Press. total na saída da turbina do compressor	kPa	205,316	205,316	0
Velocidade de saída	m/s	1078,3	1078,3	0
Consumo Específico	kg/(kN.s)	0,0275	0,0275	0
Velocidade de vôo	m/s	251,382	251,382	0
Empuxo Específico	kN.s/kg	0,85219	0,85219	0

## Exemplo 2.2: TurboFan

### Informações do exercício

Calcular o empuxo específico e consumo específico (TSFC) para um motor turbofan operando a Mach 0,85 e a 12.200 m (Pa = 18,75 e Ta = 216,7 K). Usar os dados abaixo para eficiências e razões de calor específico. Comparar com exemplo anterior para o motor turbojato.

Componente	Eficiências Adiabática	$\gamma$
Entrada de ar	0,97	1,40
Fan	0,85	1,40
Compressor	0,85	1,37
Câmara de combustão	1,00	1,35
Turbina do compressor	0,90	1,33
Turbina do fan	0,90	1,33
Bocal de gases quentes	0,98	1,36
Bocal do fan	0,98	1,40

Dados operacionais:

Parâmetro	Valores
-----------	---------

Parâmetro	Valores
Temperatura na saída da câmara de combustão	1600 K
Razão de Pressão no compressor	20
Razão de Pressão no Fan	1.5
Razão de Passagem	5.0
Poder Calorífico Inferior do Combustível	45000 kJ/kg
R Médio	288,3 m <sup>2</sup> /(s <sup>2</sup> .K)
Cp no combustor	1,11 kJ/(kg.K)

## Comparação de resultados do modelo do Turbo Fan com o material

Parâmetro	Unidade	Modelo	Referência do material	Δ em %
Temp. total no final da entrada de ar	K	248,013	248,013	0
Press. total no final da entrada de ar	kPa	29,6748	29,6748	0
Press. Total na saída do Fan	kPa	29,6748	29,6748	0
Temp. total na saída do Fan	K	283,851	283,851	0
Press. Total na saída do Compressor	kPa	890,245	890,245	0
Temp. total na saída do Compressor	K	699,879	699,879	0
Razão Combustível/Ar	-	0,02312	0,02312	0
Temp. total na saída da turbina do Compressor	K	1183,97	1183,97	0
Press. total na saída da turbina do Compressor	kPa	225,281	225,281	0
Temp. total na saída da turbina do Fan	K	968,945	968,945	0
Press. total na saída da turbina do Fan	kPa	90,8277	90,8277	0
Velocidade de saída - Bocal do fan	m/s	350,532	350,532	0
Velocidade de saída - Bocal de gases quentes	m/s	840,335	840,335	0
Velocidade de vôo	m/s	251,382	251,382	0
Empuxo Específico	kN.s/kg	1,10413	1,10413	0
Consumo Específico	kg/(kN.s)	0,02094	0,02094	0

---

## Exemplo 2.3: TurboFan - variação da rotação a partir do ponto de projeto

### Informações do exercício

Condição de Projeto do Motor - Máxima Rotação - Nível do mar - 288,15K

Parâmetros	Valores
Vazão de ar	756 kg/s

Parâmetros	Valores
Tenoeratura na saída da câmara de combustão	1550 K
Razão de Pressão no compressor	17.2
Razão de Pressão no Booster	1.00
Razão de Pressão no Fan	1.69
Razão de Passagem	4.69
% de perda de pressão taotal na câmara	5 %

Condições de Operação:

Condições de operação em voo	Valores
Mach de voo	0
Pressão atmosférica	101.63 kPa
Temperatura atmosférica	290 K
% da rotação máxima no compressor	1.00
% da rotação máxima no fan	1.00

Eficiências e valores de  $\gamma$ :

Componente	Eficiências Adiabática	$\gamma$
Entrada de ar	0,97	1,40
Fan	0,93	1,40
Compressor	0,90	1,37
Câmara de combustão	0,9995	1,35
Turbina do compressor	0.95	1,33
Turbina do fan	0.932	1,33
Bocal de gases quentes	0,98	1,36
Bocal do fan	0,98	1,40

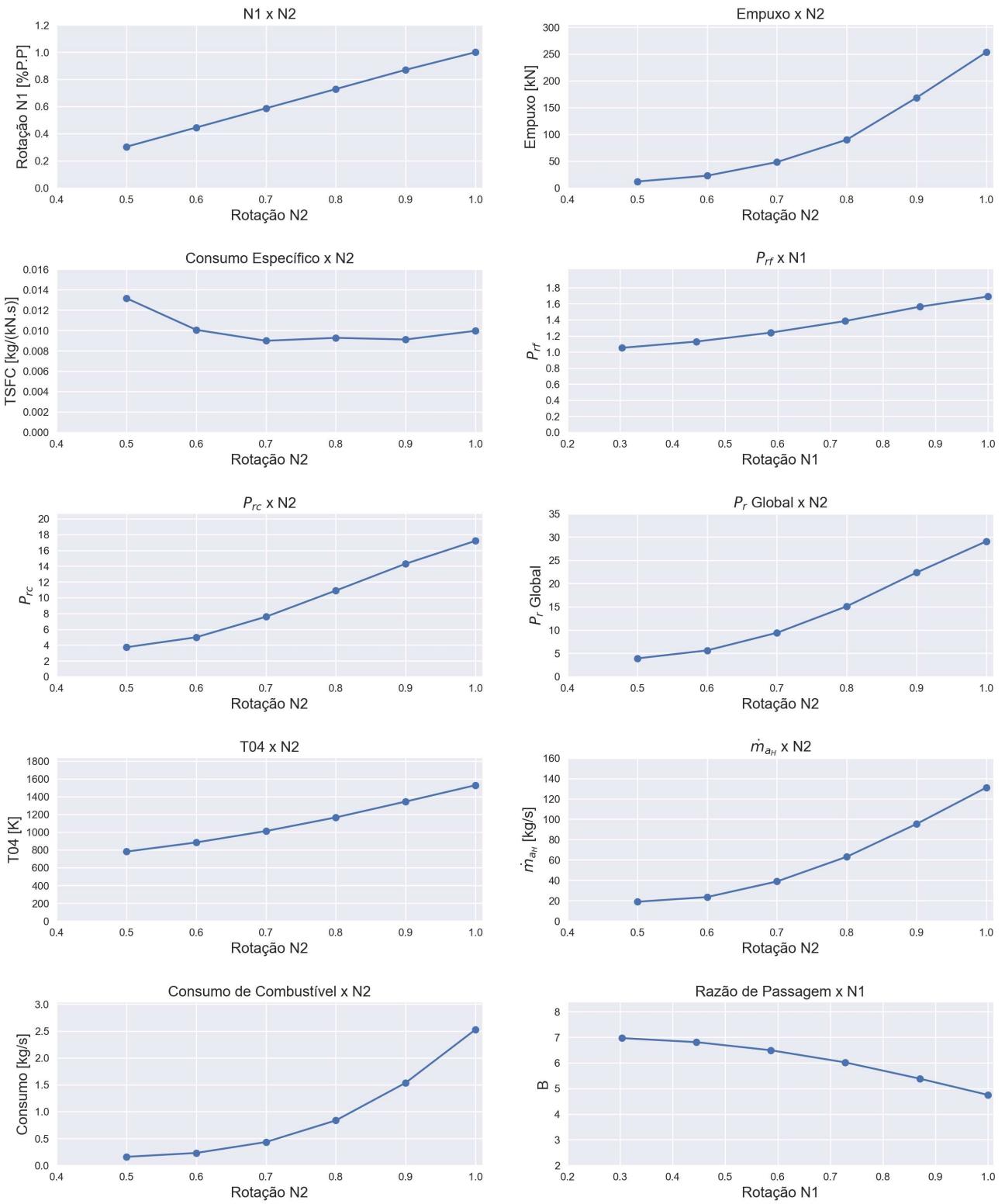
Dados termodinâmicos:

Dados termodinâmicos	Valores
Poder Calorífico Inferior do Combustível	45000 kJ/kg
R Médio	288,3 m <sup>2</sup> /(s.K)
Cp no combustor	1,11 kJ/(kg.K)

## Solução

Parâmetro	1.0	0.9	0.8	0.7	0.6	0.5
Rotação do Fan N1	1	0.87016	0.7285	0.58684	0.44518	0.30352

<b>Parâmetro</b>	<b>1.0</b>	<b>0.9</b>	<b>0.8</b>	<b>0.7</b>	<b>0.6</b>	<b>0.5</b>
Empuxo Total	253.464	168.517	90.0758	48.2752	22.8478	12.024
TSFC	0.00996902	0.00911273	0.0092772	0.00898977	0.0100623	0.0131675
Prf	1.69	1.56341	1.38538	1.24073	1.12948	1.05162
Prc	17.2	14.3017	10.9042	7.59124	4.98958	3.72595
Taxa de comp. Global	29.068	22.3593	15.1064	9.41871	5.63565	3.91828
Temp. Saída do Combustor	1529.52	1345.31	1166.82	1013.36	884.936	781.537
Vazão mássica de ar quente	131.056	95.2792	63.0639	38.8194	23.4889	18.8928
Consumo	2.52679	1.53565	0.835651	0.433983	0.229901	0.158326
Razão de Passagem	4.749	5.38464	6.01871	6.49411	6.81085	6.96894



## Comparação de resultados

Para facilitar a comparação de resultados optou-se por gerar respostas para os mesmos pontos que rotação que os apresentados no material de referência. Além disso, foi utilizado os mesmos valores nos eixos e grade. Por não ter os valores exatos no material, apenas uma análise comparativa visual foi possível.

Nesse sentido, verificou-se que todos os gráficos apresentaram a mesma tendência de aumento ou redução do valor de interesse, na maioria os valores são aparentemente os mesmos para o modelo e o material de referência. Apesar disso, houve variações perceptíveis para os resultados de consumo específico de combustível e consumo de combustível, esses valores variam principalmente para rotações

menores de 80% em que começam a ter problemas de pressão no bocal de saída dos gases quentes. Nesse ponto a pressão de entrada do bocal se torna menor que a atmosférica e foi optado por definir a velocidade de saída como 0 para poder calcular o restante dos valores.

---

## Exemplo 7.1: Turboélice - Calibrando o Modelo

### Descrição do Exercício

Tomando os dados do motor PW127 ao nível do mar e estacionário: potência de eixo da turbina livre 2457 kW, vazão de ar no compressor de 8,49 kg/s, razão de pressão do compressor 15,77 e temperatura de saída da câmara de combustão de 1600K. Fazer uma calibração do motor na simulação de desempenho para que se obtenha uma potência de eixo próxima à informada pelo fabricante.

Parâmetros de funcionamento do motor:

Condição de funcionamento de referência	Valores
Vazão de massa	8,49 kg/s
Temperatura de saída na câmara de combustão	1600 K
Razão de Pressão no Compressor	15.77

Condição de funcionamento:

Condição de funcionamento	Valores
Flight Mach	0
Pressão atmosférica	101,30 kPa
Temperatura atmosférica	288,15 K
% de rotação máxima do compressor	1,00

Eficiência e dados específicos sobre a relação de calor:

Componente	Eficiência Adiabática	$\gamma$
entrada	0,85	1,40
compressor	0,75	1,37
combustão	1,00	1,35
turbina do compressor	0,90	1,33
Turbina livre	0,90	1,33
bocal de ar quente	0,98	1,36

Dados termodinâmicos:

Dados Termodinâmicos	Valores
PCI	45000 kJ/kg
Média R	288,3 m^2/(s^2.K)

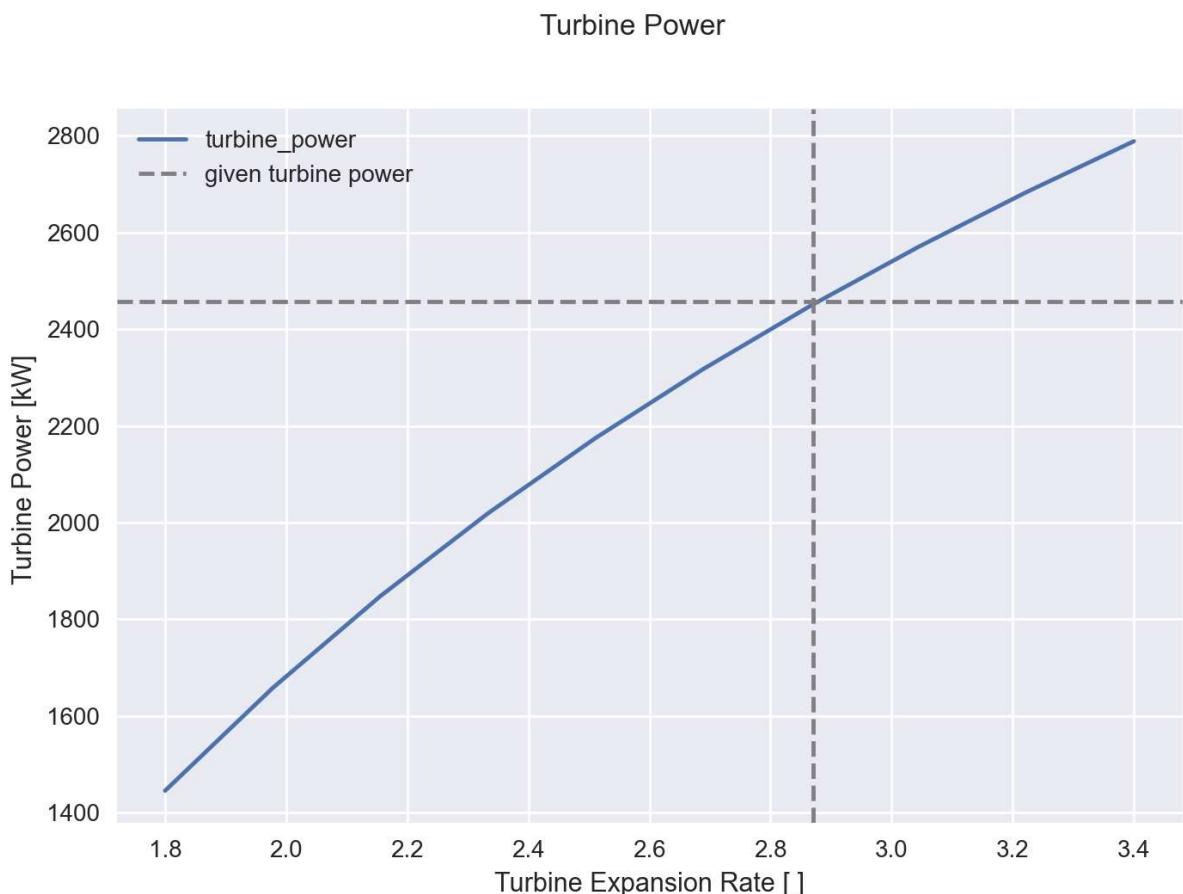
Dados Termodinâmicos	Valores
calor específico na câmara de combustão	1,11 kJ/(kg.K)

## Parte 1: Ajuste da razão de pressão

Calibrar o modelo para o relatório do fabricante, variando a razão de pressão na turbina para atingir a potência da turbina especificada de 2457 kW.

### Resultados:

Variamos a taxa de expansão da turbina para encontrar a potência da turbina que corresponde à potência da turbina dada pelo fabricante. A imagem a seguir mostra os resultados obtidos:



A partir dos resultados acima, encontramos os seguintes parâmetros para calibrar o modelo:

Parâmetros do Motor	Valores
Razão de Pressão na Turbina Livre	2.87
% de rotação máxima no compressor	1,00

### Comparação de resultados

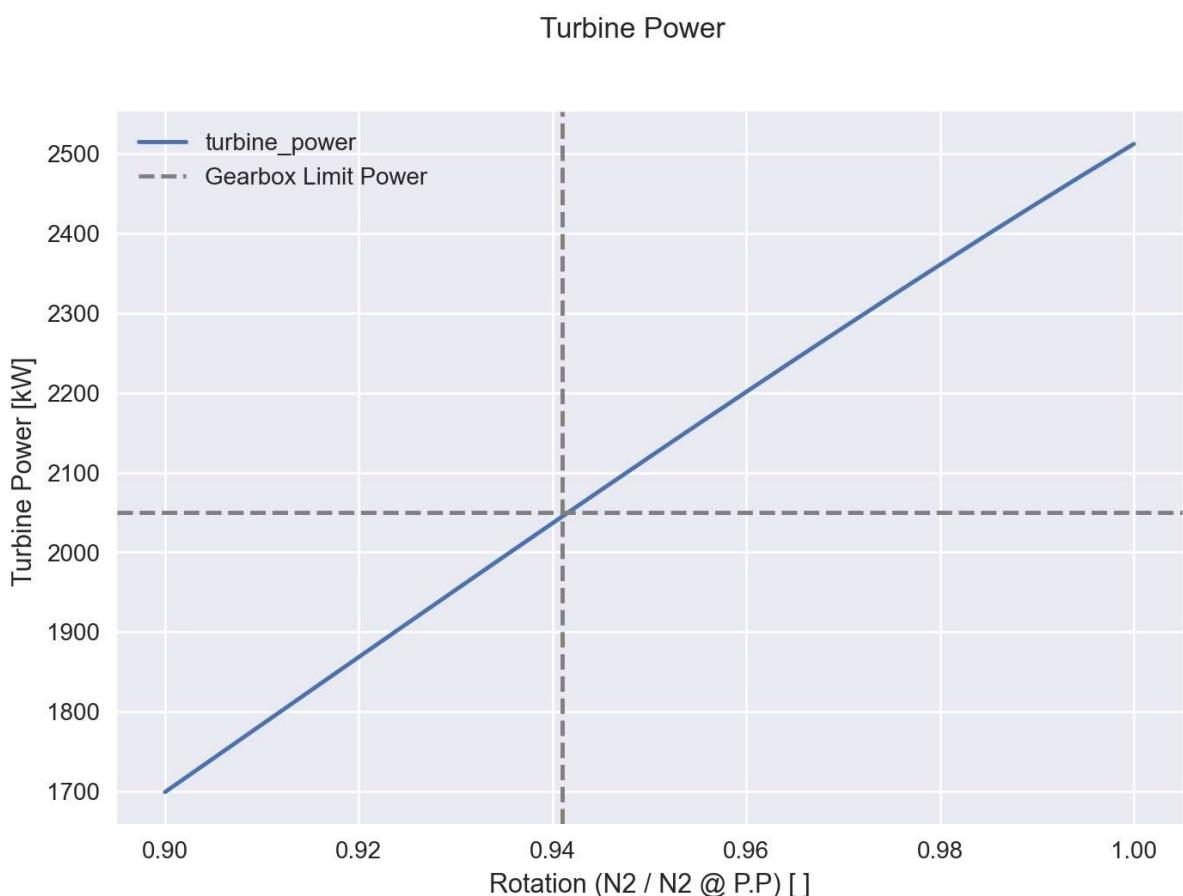
Parâmetro	Unidade	Modelo	Referência do material	$\Delta$ em %
Razão de Pressão na Turbina Livre	-	2.87	2.87	0.000
Press. Total na saída da Turbina livre	kPa	135.944	135.98	-0.021
Temp. total na saída da Turbina livre	K	931.58	931.58	0.000

Parâmetro	Unidade	Modelo	Referência do material	$\Delta \text{em \%}$
Trabalho por vazão da Turbina livre	kJ.s/kg	282.358	282,83	-0.161
Vazão na turbina	kg/s	8.68121	8.69	-0.107
Potência da turbina (termodinâmica)	kW	2451.21	2456.49	-0.210
Velocidade de saída do bocal	m/s	385.967	385.97	-0.002
Empuxo Específico do bocal	kN.s/kg	0.394757	0.395	-0.067
Empuxo do bocal	kN	3.35066	3.352	-0.033
Consumo Específico (BSFC)	kg/(kN.s)	7.88615e-05	7.87E-05	0.205
Potência na caixa de redução	kW	2402.19	2407.356	-0.214
Consumo Específico (EBSFC)	kg/(kN.s)	7.88615e-05	7.87E-05	0.205
Consumo de combustível	kg/s	0.193306	0.193	0.158

## Parte 2: Ajuste da Rotação

A potência termodinâmica da turbina é superior à potência limite da caixa de redução de 2050 kW. Assim, a solução consiste em reduzir a rotação do compressor.

A imagem a seguir mostra a variação da potência em função da rotação do motor, para determinar a rotação máxima correspondente ao limite da caixa de redução:



Parâmetros do motor variados para atingir o desempenho do fabricante:

Parâmetros do motor	Valores
---------------------	---------

Parâmetros do motor	Valores
Razão de Pressão na Turbina Livre	2.87
% de rotação máxima no compressor	0,941

## Comparação de resultados

Parâmetro	Unidade	Modelo	Referência do material	$\Delta$ em %
% da rotação máxima do compressor	-	0.941	0.941	0.0000
Razão de Pressão na Turbina Livre	-	2.87	2.87	0.0000
Temp. total na saída da Camara	K	1491.42	1491.87	-0.0301
Press. Total na saída da Camara	kPa	1446.44	1447.03	-0.0407
Razão combustível/ar	-	0.0206016	0.02061	-0.0407
Press. Total na saída da Turbina livre	kPa	119.654	119.68	-0.0217
Temp. total na saída da Turbina livre	K	863.739	863.96	-0.0255
Trabalho por vazão da Turbina livre	kJ.s/kg	264.167	264.69	-0.1975
Vazão na turbina	kg/s	7.74105	7.75	-0.1154
Potência da turbina (termodinâmica)	kW	2044.93	2050.13	-0.2536
Velocidade de saída do bocal	m/s	281.973	282.18	-0.0733
Empuxo Específico do bocal	kN.s/kg	0.287782	0.288	-0.0756
Empuxo do bocal	kN	2.18277	2.186	-0.1477
Consumo Específico (BSFC)	kg/(kN.s)	7.64128e-05	7.63e-05	0.1478
Potência na caixa de redução	kW	2004.03	2009.131	-0.2538
Consumo de combustível	kg/s	0.156259	0.156	0.1660

## Exemplo 7.2: Turbohélice - Simulação de Condição de Vôo

### Descrição do exercício

Simular agora o motor operando a 7.000 m e Mach 0,45, mantendo outros parâmetros de entrada constante em relação ao Exemplo 7.1. Como estratégia de operação considerar N1 = 100% e N2 = 85%.

Parâmetros de funcionamento do motor:

Condição de funcionamento da linha de base	Valores
Fluxo de massa	8,49 kg/s
Temperatura de saída na câmara de combustão	1600 K
Razão de Pressão no Compressor	15.77

Condição de funcionamento:

Condição de operação de voo	Valores
-----------------------------	---------

Condição de operação de voo	Valores
Mach	0.45
Pressão atmosférica	41,00 kPa
Temperatura atmosférica	246.55 K
% de rotação máxima do compressor	0,85

Eficiência e dados específicos sobre a relação de calor:

Componente	Eficiência Adiabática	$\gamma$
entrada	0,85	1,40
compressor	0,75	1,37
combustão	1,00	1,35
turbina do compressor	0,90	1,33
turbina livre	0,90	1,33
bocal de ar quente	0,98	1,36

Dados termodinâmicos:

Dados Termodinâmicos	Valores
PCI	45000 kJ/kg
Média R	288,3 m^2/(s^2.K)
Cp na câmara de combustão	1,11 kJ/(kg.K)

## Resolução do exercício

### Comparação de resultados

Parâmetro	Unidade	Modelo	Referência do material	$\Delta$ em %
Press. Total na saída da Turbina livre	kPa	55.8689	55.87	-0.0019
Temp. total na saída da Turbina livre	K	798.767	798.77	-0.0003
Trabalho por vazão da Turbina livre	kJ.s/kg	221.816	222.19	-0.1683
Vazão na turbina	kg/s	2.85347	2.85	0.1217
Potência da turbina (termodinâmica)	kW	632.945	634.00	-0.1664
Velocidade de saída do bocal	m/s	366.196	366.20	-0.0010
Empuxo Específico do bocal	kN.s/kg	0.231	0.231	0.0000
Empuxo do bocal	kN	0.647313	0.647	0.0483
Consumo Específico no eixo (BSFC)	kg/(kW.s)	8.29033e-05	8,28E-05	0.1247
Potência na caixa de redução	kW	620.286	621.323	-0.1669
Empuxo produzido pela hélice	kN	3.71415	3.720	-0.1572
Empuxo total	kN	4.36146	4.368	-0.1497

Parâmetro	Unidade	Modelo	Referência do material	$\Delta$ em %
Consumo Específico equivalente(EBSFC)	kg/(kW.s)	7.23934e-05	7.23e-05	0.1291
Consumo Específico empuxo (TSFC)	kg/(kN.s)	0.0120311	0.012	0.2591
Consumo de combustível	kg/s	0.0524732	0.052	0.9100

## Exemplo 7.3: TurboFan - Comparando ao Turboélice (Ex. 7.2)

### Descrição do exercício

Simular um motor turbofan para cumprir a mesma missão do motor turbo hélice do exemplo 7.2, ou seja, gerar o empuxo de 4.26 kN a 7.000 m e a Mach de voo 0,45. Para fazer as simulação tomou-se como referência dados do motor PW545B, com razão de pressão total de 12,5 e razão de passagem 4,2 na condição de decolagem ao nível do mar. Algumas hipóteses foram feitas para simulação como vai ser discutido na sequência.

Parâmetros de funcionamento do motor:

Parametros de funcionamento do motor	Valores
Temperatura de saída na câmara de combustão	1550 K
Razão de Pressão no Compressor	8.33
Razão de Pressão em Booster	1.00
Razão de Pressão no fan	1.50
Razao de passagem de ar	4.2
Perda de pressão na câmara de combustão	0 %

Condição de funcionamento:

Condição de operação de voo	Valores
mach	0.45
Pressão atmosférica	41,00 kPa
Temperatura atmosférica	246.55 K
% de rotação máxima do compressor	0,85

Eficiência e dados específicos sobre a relação de calor:

Componente	Eficiência Adiabática	$\gamma$
entrada	0,97	1,40
fan	0,90	1,40
compressor	0,75	1,37
combustão	0,9995	1,35
turbina do compressor	0,90	1,33

Componente	Eficiência Adiabática	$\gamma$
Turbina do fan	0,90	1,33
Bocal de ar quente	0,98	1,36
Bocal do fan	0,98	1,40

Dados termodinâmicos:

Dados Termodinâmicos	Valores
PCI	45000 kJ/kg
Média R	288,3 m^2/(s^2.K)
Cp na câmara de combustão	1,11 kJ/(kg.K)

Os parâmetros do motor variaram para alcançar o exemplo do TurboProp 7.2 de desempenho:

Parâmetros do motor	Valores
Fluxo de massa	88,42 kg/s

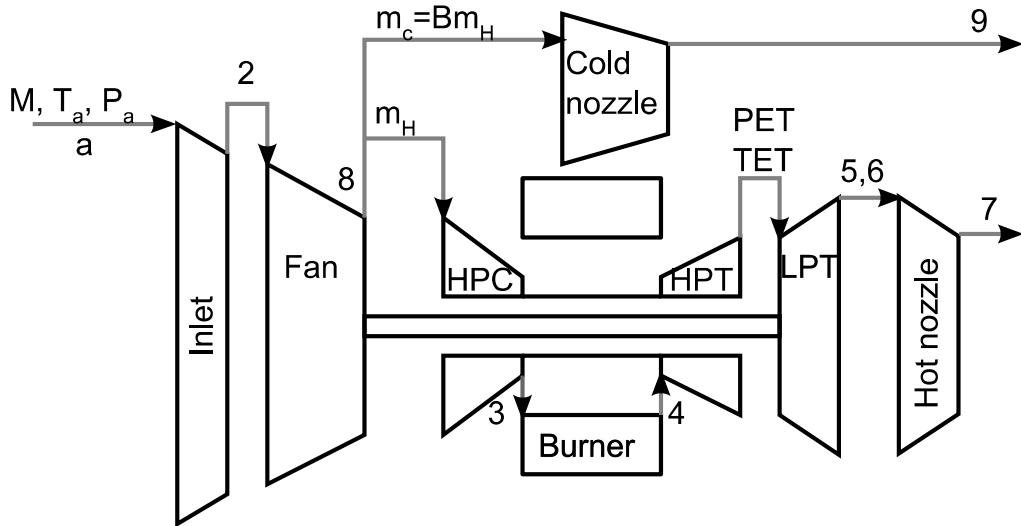
## Resolução do Exercício

### Comparação de resultados

Parâmetro	Unidade	Modelo	Referência do material	$\Delta$ em %
Empuxo Específico do bocal	kN.s/kg	0.926056	0.8849	4.65092
Vazão massica	kg/s	29.1712	29.18	-0.03015
Vazão massica do gerador de gas	kg/s	24.3576	24.365	-0.03037
Vazão massica do bocal de fan	kg/s	4.81367	4.814	-0.00685
Empuxo total	kN	4.45773	4.26	4.64154
Consumo Específico empuxo (TSFC)	kg/(kN.s)	0.020879	0.02186	-4.48764
Consumo de combustível	kg/s	0.0930729	0.09313	-0.06131

## Exercício 2: Conceito da Operação do Motor Turbofan (ponto de projeto)

- Lucas Schroeder
- Jonas Degrave



### a) Variação do BPR

Para situação de temperatura na saída da câmara de combustão de 1700 K, razão de compressão no compressor de 20, razão de pressão no fan de 1,4; varie a razão de passagem de zero (motor turbojato) até o máximo possível para estas condições de operação ao nível do mar e início da decolagem (Mach 0).

- Em função da razão de passagem, apresente o comportamento do empuxo específico e consumo específico.
- Admitindo que a vazão de ar para o motor de razão de passagem igual zero (turbojato) é 100 kg/s, determine qual a vazão total de ar (total) e o consumo de combustível para as versões com razão de passagem diferente de zero de tal forma a propiciar o mesmo empuxo que a versão turbojato.

### b) Combustion Chamber Temperature

### c) Variação de PRF - Fan Pressure Ratio

Partindo a configuração inicial de motor turbofan: temperatura na saída da câmara de combustão de 1700 K, razão de compressão no compressor de 20, razão de pressão no fan de 1,4 e razão de passagem 5. Para operação ao nível do mar e início da decolagem (Mach 0),

- Primeiramente verifique se para esta configuração seria possível aumentar a razão de passagem, mantendo todas as outras condições.
- Depois diminua gradativamente a razão de pressão do compressor e encontre novamente a máxima razão de passagem para cada razão de compressão. Apresente a relação entre a razão de compressão do compressor e a razão de passagem, empuxo específico e consumo específico.

# Exercício 3: Evolução dos Motores Turbofan

- Eloi Antonio
- Gabriel Henrique

Deseja-se produzir 100 kN no início da decolagem ( $Mach = 0$ ) ao nível do mar ( $T_a = 288,2\text{K}$  e  $P_a = 101,3\text{kPa}$ ) usando motores turbofans com tecnologias de diferentes décadas, conforme tabela abaixo (ponto de projeto estático ao nível do mar).

**A)** Compare a vazão de ar, consumo de combustível, consumo específico de combustível e empuxo específico (parâmetros de desempenho) na condição de projeto, estática ao nível do mar.

A partir dos dados é possível concluir que houve um aumento da eficiência na geração de empuxo ao modernizar os motores turbofan. Isso pode ser confirmado quando verificado que para um mesmo valor de empuxo (nesse exercício o empuxo total gerado foi de 100kN) menores valores de consumo de combustível específico e maiores valores do empuxo específico são obtidos a medida em que são analisados motores de décadas subsequentes.

Ademais é possível constatar a diminuição do fluxo mássico de gases quentes a medida que se avança em gerações subsequentes de motores turbofan. Que pode ser explicado pelos seguintes fatores:

- Aumento da razão de passagem é possibilitado um aumento na geração do empuxo sem a necessidade de aumento da vazão mássica que adentra o interior do motor;
- Aumento da razão de pressão do compressor possibilitando que um menor fluxo mássico de ar de gases quentes seja capaz de produzir uma quantidade maior de empuxo.

**B)** Ainda na condição estática e ao nível do mar, varie a rotação até 70% de N2 e compare como cada motor se comporta sobre os parâmetros de desempenho e empuxo em valores absolutos e normalizados pela condição de 100% de N2.

Dos gráficos é possível constatar a diminuição do fluxo mássico dos gases quentes a medida em que se diminui a velocidade de rotação do compressor (N2), uma vez que é diminuído a vazão de massa de ar que adentra o motor. Também é identificada a redução do consumo de combustível uma vez que se faz necessário menor quantidade de combustível para a mistura ótima de ar-combustível para a rotação de N2. Como resultado dos avanços tecnológicos percebe-se a diminuição do consumo de combustível e de vazão mássica de gases quentes nos motores de gerações mais recentes.

Tendo como base os resultados obtidos é possível identificar o aumento do empuxo específico a medida em que se compara os motores turbofan de diferentes décadas, sendo o mais recente aquele que apresenta maior valor. A proporção em que se diminui a velocidade de rotação do compressor (N2) é possível identificar a redução do empuxo devido ao distanciamento do ponto de projeto;

Ainda é notável a redução do consumo de combustível específico (TSFC) nas gerações mais recentes de motores. Ademais se percebe uma relação não linear entre a velocidade de rotação de compressor e TSFC com mínimo próximo ao valor de 85% da rotação N2 de projeto. Isso está relacionado as taxas de queda do empuxo específico e da razão combustível-ar: inicialmente para maiores rotações de N2 há uma queda mais acentuada da razão combustível-ar e menos acentuada do empuxo específico o que faz com que seja reduzido TSFC; porém, a partir de um certo valor de rotação do compressor (aproximadamente N2 igual a 85% do valor de projeto) o empuxo específico passa a apresentar uma taxa de queda maior que a da razão combustível-ar fazendo com que o TSFC aumente.

Porém, para os modelos de motores turbofan que apresentam alta razão de passagem ( $B > 5$ ) é percebido tanto no gráfico de empuxo específico x velocidade de rotação de N2 quanto de TSFC x velocidade de rotação de N2 pontos que indicam uma leve mudança de comportamento. Esses pontos revelam uma limitação no modelo para representar o comportamento de motores com alta razão de passagem. Ao qual está relacionada a ... .

**C)** Pensando no voo de cruzeiro a Mach 0,85 e 12.200m (( $T_a = 216,7\text{K}$  e  $P_a = 18,75\text{ kPa}$ ) e que os motores operam a 85% de N2, calcule os parâmetros de desempenho anteriores, somando-se a eles o empuxo gerado.

Com o aumento da altitude de vôo é possível identificar um aumento do TSFC e diminuição do empuxo específico, o que é consequência da queda de massa específica do ar e do fluxo de quantidade de movimento na entrada do motor (que é acrescido com a razão de passagem e velocidade de voo). Este último é diminuído do empuxo gerado pela exaustão dos gases nas saídas dos bocais.

A redução verificada na vazão mássica de gases quentes é consequência direta da diminuição da vazão da massa de ar que entra no motor que por sua vez é resultado da diminuição da massa específica do ar atmosférico em maiores altitudes.

Similarmente ao verificado no item a) ocorre a diminuição do consumo de combustível uma vez que há menor necessidade de sua injeção na mistura ar-combustível.

Em relação ao empuxo gerado nas condições de vôo em cruzeiro é possível notar que há uma redução do seu valor quando comparado com o valor verificado em condições á nível do mar. Além disso os motores mais recentes necessitam gerar menos empuxo para manter a aeronave nas condições de vôo de cruzeiro o que corrobora com a maior eficiência de gerações mais novas de motores.

## Exercício 4: Operação dos Motores Turbo Hélice

- Camilla Santos
- Orlando Gabriel

**A)**

# Calibração do Motor

Os dados considerados neste exercício são:

Componente	Eficiência Adiabática	$\gamma$
entrada do ar	0,85	1,40
compressor	0,75	1,37
combustão	1,00	1,35
turbina	0,90	1,33
bocal	0,98	1,36
turbina livre	0,90	1,33

E os dados operacionais são:

Dados operacionais:	Valor
Razão de Pressão no compressor	12
Temperatura na saída da câmara de combustão	1400 K
Poder Calorífico Inferior do Combustível	45000 kJ/kg
R Médio	288,3 $m^2/(s^2.K)$
Cp no combustor	1,11 kJ/(kg.K)
Cp na turbina livre	1,11 kJ/(kg.K)
Cp na turbina livre isentrópica	1,16 kJ/(kg.K)
Razão de potência na caixa de redução	0,98
Eficiência da Hélice	0,85

Inicialmente, o motor foi calibrado considerando os seguintes parâmetros:

Dados operacionais:	Valor
Mach	0 M
Rotação N2	1
Vazão de ar	6,7 kg/s
Temperatura ambiente	288,2 K
Pressão ambiente	101,3 kPa

Para isso, como o único parâmetro que não foi informado foi a razão de expansão na turbina livre ( $pr_{tl}$ ), este parâmetro foi determinado variando-o até que a potência obtida fosse a máxima fornecida pelo motor, ou seja, a maior potência termodinâmica que é igual à 1440 kW. Essa potência do motor corresponde às condições acima e não considera a potência limite da caixa de redução. No código, apenas a variável  $pr_{tl}$  que corresponde a essa razão de expansão foi variada de 0.0001 em 0.0001, desde o valor igual a 2 e até que a potência obtida fosse igual à 1440kW. A cada variação a potência obtida foi comparada com o valor de 1440 kW, logo foi obtida a razão de expansão na turbina livre que permite ao motor fornecer a potência de 1440kW dada as condições acima.

Como o motor tinha sido calibrado em uma rotação de 100% e com essa rotação o motor fornece a potência máxima, a rotação do motor foi reduzida até que a potência fornecida pelo motor fosse menor ou igual à potência limite suportada pela caixa de redução, que é 1282 kW. Assim, no código e utilizando como razão de expansão da turbina livre o valor encontrado anteriormente, a variável N2, que representa a rotação entre 0 e 1, foi variada de 0.0001 em 0.0001. A cada variação a potência do motor foi comparada à potência limite da caixa de redução. E enquanto a potência do motor fosse maior do que a potência limite, a rotação N2 foi reduzida até que a potência do motor fosse menor ou igual à potência limite, obtendo assim o valor de rotação N2 com o qual o motor entrega a potência limite da caixa de redução.

## B)

### Flat rating

O ponto de Flat rating é o qual, dada uma temperatura ambiente e considerando que o motor fornece a potência limitada pela caixa de redução, é possível obter a temperatura na saída da câmara de combustão igual àquela estipulada para calibração do motor inicial, que neste caso é igual à 1400 K.

Assim para obter este ponto, no código, a temperatura ambiente foi variada de 0.1 em 0.1 partindo de 288.2K, sendo que para cada temperatura a rotação N2 foi variada encontrando a rotação que permite o motor fornecer a potência limitante de 1282 kW. Ao encontrar essa rotação também foi obtida a temperatura da saída de combustão, a qual foi comparada com a temperatura de 1400 K. O ponto de flat-rating, portanto, foi a temperatura ambiente para a qual obteve-se a temperatura de saída da câmara de combustão igual à 1400 K.

Analizando as potências apresentadas no gráfico Flat-rating, percebe-se que a medida que a temperatura ambiente aumenta, a potência termodinâmica, que é a potência máxima que o motor consegue fornecer para aquela temperatura ambiente a uma rotação em 100%, diminui. Isso ocorre devido à necessidade de manter a temperatura na saída da câmara de combustão máxima constante, dado que a temperatura ambiente aumenta. Para isso, é injetado menos combustível, o que faz com que a potência diminua. Enquanto isso, a potência mecânica observada, que é a potência efetiva que o motor entrega, é limitada à potência máxima suportada pela caixa de redução.

Visto que a potência térmica do motor cai, a medida que a temperatura ambiente aumenta, é necessário uma maior rotação para obter a potência máxima suportada pela caixa de redução, o que é observado no gráfico Rotação N2 x Temperatura Ambiente.

Como a rotação aumenta a medida que a temperatura ambiente aumenta, a temperatura na saída da câmara de combustão também aumenta até o ponto de flat-rating, em que se alcança essa temperatura igual à 1400K. No gráfico de flat-rating observa-se que neste ponto a máxima potência termodinâmica possível dada aquelas condições não é igual à potência efetiva entregue a caixa de redução, pois a rotação neste ponto não é a máxima possível.

Como a temperatura na saída da câmara de combustão aumenta com o aumento da rotação e as temperaturas da entrada e saída do compressor também aumenta devido ao aumento da temperatura ambiente, a temperatura entre turbinas também aumenta.

Para manter a temperatura da saída da câmara de combustão máxima constante, a injeção de combustível vai diminuindo, devido ao aumento da temperatura ambiente que, por sua vez, aumenta a temperatura na entrada e saída do compressor. Assim, o BSFC e o consumo de combustível também diminuem.

## C)

Primeiramente deve-se alterar as condições de entrada, adotando-se uma altitude de 7000 m ( $Pa = 45$  kPa e  $Ta = 246,55$  K).

Em seguida, deve-se variar os valores de número de Mach (0.25, 0.35 e 0.45), alterando-se valores de rotação do gerador de gás (entre 65% e 100% do valor nominal máximo), para cada valor de Mach.

Por fim, deve-se plotar os gráficos, mostrando-se a relação entre os parâmetros específicos e os valores de N<sub>2</sub>, para cada valor de Mach.

# RELATÓRIO TÉCNICO

```
usage: jupyter-nbconvert.EXE [-h] [--debug] [--show-config]
                           [--show-config-json] [--generate-config] [-y]
                           [--execute] [--allow-errors] [--stdin] [--stdout]
                           [--inplace] [--clear-output] [--no-prompt]
                           [--no-input] [--allow-chromium-download]
                           [--disable-chromium-sandbox] [--show-input]
                           [--embed-images]
                           [--log-level NbConvertApp.log_level]
                           [--config NbConvertApp.config_file]
                           [--to NbConvertApp.export_format]
                           [--template TemplateExporter.template_name]
                           [--template-file TemplateExporter.template_file]
                           [--theme HTMLExporter.theme]
                           [--writer NbConvertApp.writer_class]
                           [--post NbConvertApp.postprocessor_class]
                           [--output NbConvertApp.output_base]
                           [--output-dir FileWriter.build_directory]
                           [--reveal-prefix SlidesExporter.reveal_url_prefix]
                           [--nbformat NotebookExporter.nbformat_version]
                           [extra_args [extra_args ...]]
jupyter-nbconvert.EXE: error: unrecognized arguments: __DASH__ True gasTurbineReport.ipynb
```