



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR  
Engenharia

# **Estudo paramétrico do motor Eurojet EJ200 para velocidades supersónicas e altas altitudes**

**Fábio de Jesus Romão**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em  
**Engenharia Aeronáutica**  
(ciclo de estudos integrado)

Orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

**Covilhã, Setembro de 2018**



# Agradecimentos

A realização desta dissertação de mestrado é o culminar de uma longa etapa que só foi exequível com a ajuda direta ou indireta de várias pessoas a quem gostaria de prestar o meu agradecimento.

Em primeiro lugar ao meu orientador, o Professor Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo pelo esclarecimento de dúvidas, pela sua disponibilidade e orientação.

Sendo uma instituição formada por pessoas, queria também agradecer a todos os docentes da Universidade da Beira Interior que contribuíram para o meu desenvolvimento enquanto estudante.

Aos meus pais pelo apoio incondicional e por me proporcionarem todas as condições para que eu conseguisse seguir os meus sonhos.

Aos meus amigos de curso que compartilharam vários momentos únicos de espírito académico ao longo destes cinco anos e um especial agradecimento ao Miguel Leal pela companhia nas muitas horas passadas no núcleo de aeronáutica.

À minha namorada, Sofia Almeida pelo grande amor demonstrado, pela sua experiência transmitida e pelo apoio incondicional nos momentos mais difíceis.



# Resumo

Desde o momento em que a primeira aeronave realizou o primeiro voo controlado até à presente data, tem-se assistido a uma constante evolução do setor aeronáutico, quer no ramo civil quer no militar. Essa evolução tem-se verificado em todas as áreas da aeronáutica com a procura de maiores desenvolvimentos tecnológicos das aeronaves e, em particular na área propulsiva, com a procura de motores mais eficientes, menos dependentes de grandes quantidades de combustível e que emitam menos poluentes.

Com o início da era do motor a jato, o tipo de motor mais utilizado era o turbojato simples, no entanto a transição para o motor turbofan no ramo civil rapidamente começou e o setor militar também não foi exceção. Atualmente, praticamente todas as aeronaves modernas de combate são equipadas com motores turbofan com baixa razão de *bypass*.

Desde modo, este trabalho foca-se essencialmente no estudo de um motor turbofan de baixa razão de *bypass* para altas altitudes e velocidades supersónicas, de modo a avaliar a influência que certos parâmetros como a temperatura de entrada na turbina, a razão global de pressões do motor, o acionamento do *afterburner* e a altitude e velocidade de voo têm no desempenho do motor.

Para esse fim, utilizou-se o programa MATLAB® no qual se definiu uma rotina de cálculo desde as condições iniciais da atmosfera padrão, passando pelos vários componentes do motor até ao bocal propulsivo onde se extraiu as variáveis de desempenho do motor, o consumo específico de tração e a tração total do motor.

Os resultados mostram que certos parâmetros, tais como a temperatura de entrada na turbina, a velocidade de voo e a razão global de pressões do motor apresentam um impacto considerável tanto na tração total como no consumo específico de tração. Por outro lado, a altitude de voo não apresenta nenhuma influência considerável nestes parâmetros. O acionamento do *afterburner* levou a um acréscimo médio de aproximadamente 64% no valor da tração total do motor e de cerca de 154% no consumo específico de tração.

## Palavras-chave

Motor turbofan; Ciclo de Joule-Brayton; Baixa razão de *bypass*; Velocidades supersónicas; Altas altitudes; *Afterburner*.



# Abstract

Since the moment the first aircraft had performed the first controlled flight up to now, we have witnessed a continuous development of the aeronautical sector on both the civil and military fronts. That development has occurred in all the fields of aeronautics with the search of greater technological developments for the aircrafts and in the propulsion field with the search of more efficient engines, less dependent on large amounts of fuel and that emit less pollutants.

In the beginning of the jet engine age, the most used engine was the simple turbojet, however the transition to the turbofan engine on the civil branch was relatively quick and the military branch was no exception at all. Nowadays most modern combat aircrafts are equipped with low bypass turbofan engines.

Thus, this work focuses essentially on the study of a low bypass turbofan engine to high altitudes and supersonic speeds in order to evaluate the impact of certain parameters such as the turbine inlet temperature, the engine overall pressure ratio, the activation of the afterburner and the flight altitude and speed on engine performance.

For this purpose, MATLAB<sup>®</sup> software was used to perform a calculation routine where the initial conditions of the standard atmosphere were defined and then passed through the components of the engine up to the nozzle where the performance variables thrust specific fuel consumption and total thrust force of the engine were extracted.

The results have shown that certain parameters such as turbine inlet temperature, flight speed and engine overall pressure ratio have a significant impact on both the engine total thrust and thrust specific fuel consumption. On the other hand, the flight altitude has not shown a significant impact on those parameters. The activation of the afterburner has led to an average increase of the total thrust force of the engine of roughly 64% and around 154% on the thrust specific fuel consumption.

## Keywords

Turbofan engine; Joule-Brayton cycle; Low bypass ratio; Supersonic speed; High altitudes; *Afterburner*.



# Índice

Agradecimentos .....	iii
Resumo .....	v
Palavras-chave .....	v
Abstract.....	vii
Keywords .....	vii
Índice .....	ix
Índice de Figuras .....	xi
Índice de Tabelas .....	xiii
Lista de Acrónimos.....	xv
Simbologia.....	xvii
Capítulo 1 - Introdução .....	1
1.1 Enquadramento do tema .....	1
1.2 Objetivos .....	3
1.3 Estrutura da dissertação .....	3
Capítulo 2 - Estado da arte.....	5
2.1 Estudos sobre o motor .....	5
2.2 Estudos de otimização .....	8
2.3 Modelos de otimização .....	11
Capítulo 3 - Enquadramento .....	15
3.1 A atmosfera padrão .....	15
3.2 O ciclo termodinâmico das turbinas de gás .....	16
3.2.1 O ciclo ideal de Joule-Brayton.....	16
3.2.2 O ciclo real de Joule-Brayton .....	17
3.2.3 O ciclo Joule-Brayton com reaquecimento .....	18
3.3 Ondas de choque .....	19
3.4 Componentes do motor turbofan .....	20
3.5 Várias configurações de motores turbofan.....	21

Capítulo 4 - O motor Eurojet EJ200 .....	23
4.1 Contextualização histórica.....	23
4.2 Características do motor Eurojet EJ200.....	24
4.2.1 Componentes e configuração .....	24
4.2.2 Estações e especificações técnicas .....	26
4.3 A aeronave Eurofighter Thyphoon .....	27
Capítulo 5 - Estudo Paramétrico .....	29
5.1 Considerações iniciais .....	29
5.2 O modelo ISA da atmosfera padrão .....	31
5.3 O modelo matemático aplicado em Matlab.....	32
5.3.1 Ondas de choque .....	33
5.3.2 A compressão do ar .....	34
5.3.3 A combustão e expansão dos gases .....	36
5.3.4 O bocal propulsivo e tração dos caudais .....	37
5.3.5 As variáveis de desempenho .....	40
5.3.6 O <i>afterburner</i> .....	40
Capítulo 6 - Resultados .....	43
6.1 O método dos mínimos quadrados.....	43
6.2 A influência da altitude de voo .....	44
6.3 A influência da velocidade de voo.....	45
6.4 A influência da razão de pressões .....	47
6.5 A influência da temperatura de entrada na turbina .....	48
6.6 A influência do <i>afterburner</i> .....	50
6.7 Curva de funcionamento do motor .....	54
Capítulo 7 - Conclusões e trabalhos futuros .....	57
7.1 Conclusões .....	57
7.2 Trabalhos futuros.....	58
Referências Bibliográficas.....	59
Anexos .....	62
Anexo I - Valores de TSFC e Ftot da curva de funcionamento do motor .....	63

# Índice de Figuras

Figura 1.1 - Eficiência propulsiva, em percentagem, para diversos tipos de motores [5].	2
Figura 2.1 - Tração específica em função da missão da aeronave [8].	6
Figura 2.2 - Efeito das razões de pressão do <i>fan</i> no SFC e na tração [8].	6
Figura 2.3 - Efeito da OPR no SFC [8].	7
Figura 2.4 - Comparação entre os motores EJ200, RB199 e Spey 202 [8].	7
Figura 2.5 - OPR vs. $F_{tot}$ (a) e RPM eixo vs. $F_{tot}$ (b) para voo cruzeiro e nível do mar [12].	11
Figura 3.1 - Camadas atmosféricas e evolução da temperatura com a altitude [16].	15
Figura 3.2 - Configuração de uma turbina de gás de um eixo em ciclo aberto [4].	16
Figura 3.3 - Temperatura vs. entropia (a) e pressão vs. volume específico (b) [4].	17
Figura 3.4 - Temperatura vs. entropia para o ciclo de Brayton real [4].	18
Figura 3.5 - Configuração de um motor com <i>afterburner</i> e mistura de caudais [4].	18
Figura 3.6 - Temperatura vs. entropia de um motor de fluxos misturados e <i>afterburner</i> [4].	19
Figura 3.7 - Representação das ondas da onda de choque normal (a) e oblíqua (b) [19].	20
Figura 3.8 - Classificação dos motores turbofan [4].	22
Figura 4.1 - Empresas constituintes da NETMA e o seu contributo para o motor EJ200 [25].	23
Figura 4.2 - <i>Fan</i> de três estágios (a) e HPC de cinco estágios (b) do motor EJ200 [25].	24
Figura 4.3 - Câmara de combustão anelar do EJ200 [25].	24
Figura 4.4 - HPT (a) e LPT (b) de um estágio do motor EJ200 [25].	25
Figura 4.5 - Ducto do <i>afterburner</i> do EJ200 [25].	25
Figura 4.6 - Numeração e representação das estações do motor EJ200.	26
Figura 4.7 - A aeronave Eurofighter Typhoon e o motor Eurojet EJ200 [27].	28
Figura 5.1 - Fluxograma de cálculo utilizado em MATLAB®.	33
Figura 5.2 - Representação das ondas de choque no ducto de admissão do Eurojet EJ200.	33
Figura 6.1 - Operação matricial do MMQ linear para o caso discreto [32].	43
Figura 6.2 - Influência da altitude de voo na tração do motor para várias TIT.	44
Figura 6.3 - Influência da altitude de voo no TSFC do motor para várias TIT.	45

Figura 6.4 - Influência da velocidade de voo na tração do motor para várias TIT. ....	46
Figura 6.5 - Influência da velocidade de voo no TSFC para vários valores de TIT. ....	46
Figura 6.6 - Influência do OPR do motor na sua tração para várias TIT.....	47
Figura 6.7 - Influência do OPR do motor no seu TSFC para várias TIT. ....	48
Figura 6.8 - Influência da TIT na tração do motor. ....	49
Figura 6.9 - Influência da TIT no TSFC do motor.....	50
Figura 6.10 - Influência da temperatura do <i>afterburner</i> na tração do motor para várias TIT. ....	51
Figura 6.11 - Influência da temperatura do <i>afterburner</i> no TSFC do motor para várias TIT. ...	52
Figura 6.12 - Curva dos valores de tração do motor em função do TSFC. ....	54

# Índice de Tabelas

Tabela 4.1 - Especificações técnicas do motor EJ200 para condições ISA [26]. .....	26
Tabela 4.2 - Descrição das estações do motor EJ200. ....	27
Tabela 4.3 - Características e especificações técnicas do Eurofighter Thyphoon [27]. ....	28
Tabela 5.1 - Valores das variáveis de entrada utilizados no estudo paramétrico. ....	29
Tabela 5.2 - Valores da temperatura escolhidos para o caso de <i>afterburner</i> acionado. ....	30
Tabela 5.3 - Eficiência dos componentes, em percentagem, do motor EJ200 [9]. ....	30
Tabela 5.4 - Parâmetros de referência da atmosfera ISA ao nível do mar segundo o SI [17]. .	31
Tabela 6.1 - Incrementos total e parciais de tração com uso de <i>afterburner</i> para várias TIT. .	52
Tabela 6.2 - Valores do TSFC para a TIT de 1200 K da Figura 6.11. ....	53
Tabela 6.3 - Incrementos total e parciais de TSFC com uso de <i>afterburner</i> para várias TIT. .	53
Tabela 6.4 - Coeficientes do polinómio e seus valores. ....	55
Tabela 6.5 - Valores de tração do motor e respetivo TSFC de acordo com o polinómio. ....	55



# Lista de Acrónimos

<b>BPR</b>	Bypass Ratio
<b>CPR</b>	Compressor Pressure Ratio
<b>DECMU</b>	Digital Engine Control and Monitoring Unit
<b>FPR</b>	<i>Fan</i> Pressure Ratio
<b>F<sub>s</sub></b>	Specific Thrust
<b>F<sub>tot</sub></b>	Tração total do motor
<b>GE</b>	General Electric
<b>HPC</b>	High Pressure Compressor
<b>HPT</b>	High Pressure Turbine
<b>ISA</b>	International Standard Atmosphere
<b>ISO</b>	International Standardization Organization
<b>LPT</b>	Low Pressure Turbine
<b>MATLAB</b>	Matrix Laboratory
<b>MMQ</b>	Método dos Mínimos Quadrados
<b>MTOW</b>	Maximum Take-Off Weight
<b>MTU</b>	Motoren und Turbinen Union
<b>NATO</b>	North Atlantic Treaty Organization
<b>NETMA</b>	NATO Eurofighter and Tornado Management Agency
<b>NPSS</b>	Numerical Propulsion System Simulation
<b>OPR</b>	Overall Pressure Ratio
<b>RPM</b>	Rotações por Minuto
<b>RR</b>	Rolls Royce
<b>SFC</b>	Specific Fuel Consumption
<b>SI</b>	Sistema Internacional de Unidades
<b>TIT</b>	Turbine Inlet Temperature
<b>TSFC</b>	Thrust Specific Fuel Consumption



# Simbologia

$Cp_a$	Calor específico a pressão constante para ar fresco	$kJ/(kg \cdot K)$
$Cp_h$	Calor específico a pressão constante para gases queimados	$kJ/(kg \cdot K)$
$W$	Trabalho	$W$
$\dot{m}$	Caudal mássico de ar	$kg/s$
$A$	Área da secção transversal	$m^2$
$B$	Razão de <i>bypass</i>	---
$C$	Velocidade do som	$m/s$
$Cp$	Calor específico a pressão constante	$kJ/(kg \cdot K)$
$Cv$	Calor específico a volume constante	$kJ/(kg \cdot K)$
$F$	Tração	$N$
$M$	Número de Mach	---
$P$	Pressão	$bar$
$Pt$	Pressão de estagnação	$bar$
$Q$	Poder calorífico médio	$MJ/kg$
$R$	Constante universal dos gases perfeitos	$J \cdot K^{-1} \cdot kg^{-1}$
$T$	Temperatura	$K$
$TSFC$	Consumo específico de tração	$kg/kN \cdot h$
$Tt$	Temperatura de estagnação	$K$
$f$	Razão combustível-ar	---
$h$	Altitude geopotencial	$m$
$\Delta$	Diferença de pressão	---
$\gamma$	Razão dos calores específicos	---
$\delta$	Ângulo do ducto de admissão	$(^\circ)$
$\eta$	Rendimento	---
$\theta$	Ângulo da onda de choque	$(^\circ)$
$\lambda$	Gradiente de temperatura	$K/km$
$\rho$	Massa volúmica	$kg/m^3$

# Subscritos

<i>a</i>	Ambiente
<i>ab</i>	<i>Afterburner</i>
<i>b</i>	Após a passagem da primeira onda de choque
<i>burn</i>	Combustão
<i>c</i>	Ar fresco
<i>f</i>	Combustível
<i>fab</i>	Combustível no <i>afterburner</i>
<i>h</i>	Gases queimados
<i>m</i>	Veio mecânico
<i>n7</i>	Bocal propulsivo quente
<i>n8</i>	Bocal propulsivo frio
<i>r</i>	Difusor de admissão
<i>s</i>	Ideal
<i>tot</i>	Total
<i>x</i>	Subcamada atmosférica a montante
0	Entrada no motor
1	Entrada no <i>fan</i>
2	Entrada no HPC
3	Entrada na câmara de combustão
4	Entrada na HPT
5	Entrada na LPT
6	Entrada no pós-combustor
7	Saída do pós combustor
8	Saída do ducto de <i>bypass</i>
9	Saída do bocal propulsivo

# Capítulo 1 - Introdução

## 1.1 Enquadramento do tema

As aeronaves em particular e o setor aeronáutico em geral têm sido um grande contribuidor para o desenvolvimento social e económico global. Além de empregarem milhões de pessoas por todo o mundo e serem dos meios de transporte mais rápidos e seguros, são responsáveis também pela criação de indústria de alta tecnologia. A indústria aeronáutica divide-se em dois mercados distintos, mas complementares, o civil e o militar [1]. A aviação civil foca-se essencialmente no transporte de pessoas e bens, enquanto que a militar envolve operações bélicas de defesa ou ataque e com interesses políticos e estratégicos.

Desde os primórdios da aviação, em que os irmãos Wright, em 1903, realizaram o primeiro voo controlado, até à data atual onde é possível realizar aterragem e descolagem vertical, construir aeronaves *stealth* e também fabricar aeronaves de dimensões colossais, o setor aeronáutico tem estado sobre constante evolução. Neste sentido, apresenta um crescimento estimado de 4,1% para 2018, sendo que o setor da aviação comercial crescerá cerca de 4,8% e o setor da defesa cerca de 3,6% [2].

No entanto, com esse crescimento da indústria aeronáutica surgem também os problemas de impactos ambientais. Os gases de escape de uma turbina de gás contêm dióxido de carbono ( $\text{CO}_2$ ), vapor de água ( $\text{H}_2\text{O}$ ), monóxido de carbono ( $\text{CO}$ ), hidrocarbonetos ( $\text{HC}$ ), partículas sólidas, compostos de enxofre e ainda oxigénio ( $\text{O}_2$ ) e azoto ( $\text{N}_2$ ). O vapor de água, apesar de não ser considerado poluente, juntamente com o dióxido de carbono contribui diretamente para o aumento do efeito de estufa. Por outro lado, o monóxido de carbono é um gás tóxico, inodoro e incolor e juntamente com os hidrocarbonetos são considerados gases poluentes, enquanto que as partículas sólidas, normalmente de carbono, são responsáveis pelo fumo visível e também são nocivas [3].

Deste modo, a indústria aeronáutica em geral tem tentado diminuir o impacto que provoca no ambiente. Essa diminuição verifica-se com a procura de aeronaves mais eficientes em geral e, em particular, na construção de motores que tenham o seu ponto de funcionamento otimizado, menos dependentes de grandes consumos de combustível e ainda com a eficiência de cada componente a chegar ao valor mais elevado possível.

Após a segunda guerra mundial, quando começou a era do jato, os primeiros motores produzidos eram turbojatos, tanto em aviação civil como militar. O primeiro motor turbofan a entrar em serviço foi o Rolls-Royce Conway, no final da década de 50, com razões de *bypass* muito pequenas comparativamente às utilizadas atualmente em aviação comercial [4].

Nos dias que correm, o uso e produção dos motores turbojato tem verificado uma grande quebra, sendo que estes têm sido substituídos por motores turbofan de baixa, média ou alta razão de *bypass*. O motor turbojato, apesar de ser de menor complexidade de construção, não é tão eficiente como os motores turbofan para velocidades de voo subsônicas nem transônicas, sendo mais adequado para velocidades supersônicas. Por outro lado, a eficiência propulsiva do motor turbofan varia com a velocidade de voo, consoante a sua razão de *bypass*. Valores da razão de *bypass* elevados são adequados a regimes subsônicos. À medida que a razão de *bypass* baixa, o turbofan assemelha-se mais a um turbojato.

A Figura 1.1 apresenta graficamente as curvas de eficiência para diversos tipos de motores em função da velocidade da aeronave, tal como acima referido.

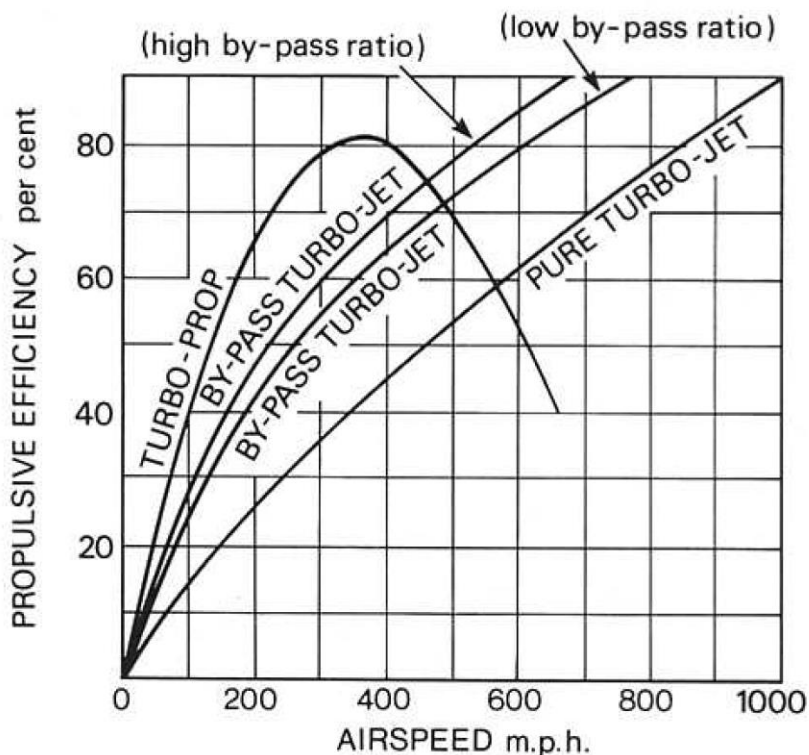


Figura 1.1 - Eficiência propulsiva, em percentagem, para diversos tipos de motores [5].

Na aviação militar atual, principalmente nas aeronaves de combate mais modernas, praticamente todas incorporam motores turbofan com razões de *bypass* muito pequenas (normalmente inferiores a 1:1) em vez do motor turbojato, de modo a obterem um melhor compromisso entre o consumo de combustível, a tração específica, o desempenho no voo supersônico e ainda na utilização do *afterburner*.

A aplicação e distinção entre estes dois motores é feita por Vivek Sanghi et al. [6] do seguinte modo: “O motor turbofan de dois eixos e caudais misturados é um conceito propulsivo mais amplamente aceite para aplicações militares, embora o motor turbojato de dois eixos possa ser

mais apropriado para aplicações em missões militares, durante as quais é exigida à aeronave despende grande parte do seu tempo no regime supersónico”.

Tendo em conta o exposto, o motor Eurojet EJ200 que incorpora a aeronave Eurofighter Thyphoon, é o objeto de estudo desta dissertação e encaixa-se na categoria de turbofan com baixa razão de *bypass*, com mistura de caudais e *afterburner*. Neste trabalho ser-lhe-á feita uma análise de modo a verificar a influência de certos parâmetros no desempenho do motor para condições de velocidades supersónicas e altas altitudes.

## 1.2 Objetivos

Esta dissertação tem como objetivo principal o estudo da influência dos parâmetros temperatura de entrada na turbina, altitude de voo, velocidade de voo, razão de pressões global do compressor e a utilização do *afterburner* no desempenho do motor, ou seja, nos parâmetros de tração total e consumo específico de tração.

Foram também definidos os seguintes objetivos específicos:

- Compreender e estudar o funcionamento de motores supersónicos;
- Aprofundar o contacto com o programa MATLAB® (*Matrix Laboratory*);
- Construir um programa de simulação do desempenho de motores turbofan supersónicos;
- Realizar um estudo paramétrico para avaliar a gama de parâmetros de funcionamento mais vantajosa.

## 1.3 Estrutura da dissertação

A presente dissertação encontra-se dividida em sete capítulos. A sua organização e sucinta descrição do conteúdo que nela se apresenta encontram-se nos parágrafos a seguir:

Relativamente a este primeiro capítulo, “Introdução”, são apresentados o enquadramento do tema num contexto da indústria aeronáutica atual, os objetivos associados a esta dissertação e descreve-se ainda a estrutura pela qual este trabalho se orienta.

O segundo capítulo, “Estado da arte”, surge de uma pesquisa e revisão bibliográfica de artigos científicos sobre estudos do objeto de estudo desta dissertação, o motor Eurojet EJ200, sobre estudos de otimização envolvendo motores semelhantes, e ainda modelos matemáticos de otimização que se aplicam atualmente na indústria aeronáutica.

No terceiro capítulo, “Enquadramento”, são apresentadas as bases científicas e teóricas que suportam este trabalho. Primeiramente é feita uma abordagem sobre a atmosfera padrão, na qual se evidencia a sua composição e classificação. De seguida, expõe-se o ciclo termodinâmico das turbinas de gás em geral, com particular ênfase para o ciclo Joule-Brayton. É feita também uma abordagem ao fenómeno das ondas de choque, ao funcionamento, em termos gerais, de um motor turbofan e ainda à configuração deste.

O quarto capítulo, “O motor Eurojet EJ200”, vai de encontro a uma pesquisa bibliográfica sobre o motor EJ200. Inicialmente, é feita uma contextualização histórica à qual se segue a apresentação dos componentes do motor mais relevantes para este trabalho, assim como os dados do fabricante e dados de estudos realizados sobre o motor. Por último, são apresentadas as características e especificações técnicas da aeronave que incorpora o motor EJ200, o Eurofighter Thyphoon.

O quinto capítulo, “Estudo Paramétrico”, apresenta a formulação utilizada para a realização do estudo do motor. Numa primeira fase são tidas em conta algumas considerações sobre o cálculo numérico, assim como enunciados os pressupostos. Numa fase posterior é apresentado o modelo matemático para a definição do ambiente de trabalho (a atmosfera padrão) e para o cálculo dos parâmetros relevantes ao longo do motor, ou seja, desde a passagem pelo ducto de admissão, seguido pelas várias estações do motor até à chegada ao bocal propulsivo.

No sexto capítulo, “Resultados”, revelam-se e comentam-se os gráficos obtidos do estudo do motor de acordo com a formulação do quinto capítulo, assim como a influência dos parâmetros altitude de voo, velocidade de voo, temperatura de entrada na turbina, razão de pressões do compressor e acionamento do *afterburner* no desempenho do motor. É ainda apresentada a curva de funcionamento do motor para os parâmetros tração total e consumo específico de tração.

O último capítulo, “Conclusões e trabalhos futuros”, apresenta as principais conclusões desta dissertação, assim como uma sugestão a possíveis trabalhos futuros.

# Capítulo 2 - Estado da arte

## 2.1 Estudos sobre o motor

O objeto de estudo desta dissertação surge de um trabalho conjunto de várias entidades europeias e foi desenvolvido com o objetivo primário de equipar a aeronave de combate de superioridade aérea Eurofighter Thyphoon. O desenvolvimento deste motor surge como consequência do projeto Tornado.

Deste modo, David Hilton [7] publica um artigo em que evidencia o desenvolvimento e algumas características tecnológicas por detrás do motor. Com respeito a características específicas sobre o motor, o autor evidência o seguinte:

- A incorporação de um *fan* de conjunto único que foi testado com sucesso. Por conseguinte, esse mesmo *fan* terá um menor número de componentes e consequentemente um menor custo de manutenção, assim como uma excelente e demonstrada capacidade de resistência contra colisões com aves;
- Uma melhoria da turbina de alta pressão (HPT) que revela, à data da publicação, conter os últimos avanços tecnológicos da família de motores da Rolls-Royce (RR), no que diz respeito a materiais, aerodinâmica e revestimentos;
- Um desempenho do motor que permite velocidades elevadas, sem problemas mecânicos, assim como um excelente desempenho do *afterburner*.

Num outro estudo, publicado por Lane e Behenna [8], são descritos os conceitos e o projeto envolvendo o Eurojet EJ200, assim como uma comparação com o Turbo-Union RB 199 que equipa a aeronave Panavia Tornado.

Nesse estudo o autor indica a prioridade que foi dada ao projeto para se obterem baixos valores de consumo específico de combustível (SFC) quando é utilizado o *afterburner*, indicando que em missões de interceção supersónica, 80% do combustível total é usado para combate, enquanto que em missões de interdição aérea apenas 10% do combustível total é usado para combate, tal como mostra a Figura 2.1.

Esses requisitos obrigaram a um valor de razão de pressões do *fan*, FPR, relativamente altas, assim como valores de razão de *bypass*, BPR, baixas. Este fator tem uma relação direta com o aumento da tração específica, assim como, para um determinado valor de tração, numa diminuição do tamanho do motor, no que diz respeito aos requisitos de admissão.

Na Figura 2.2 o autor mostra também influência do aumento do FPR. Verifica-se que esse aumento leva a um aumento da tração e uma diminuição do SFC em combate supersónico. No entanto, resulta num aumento do SFC em voo cruzeiro sem reaquecimento que, segundo o

autor, tem um efeito minimizado devido à razão de pressões global (OPR) ser maximizado, tendo em conta as limitações da estrutura e dos materiais do motor.

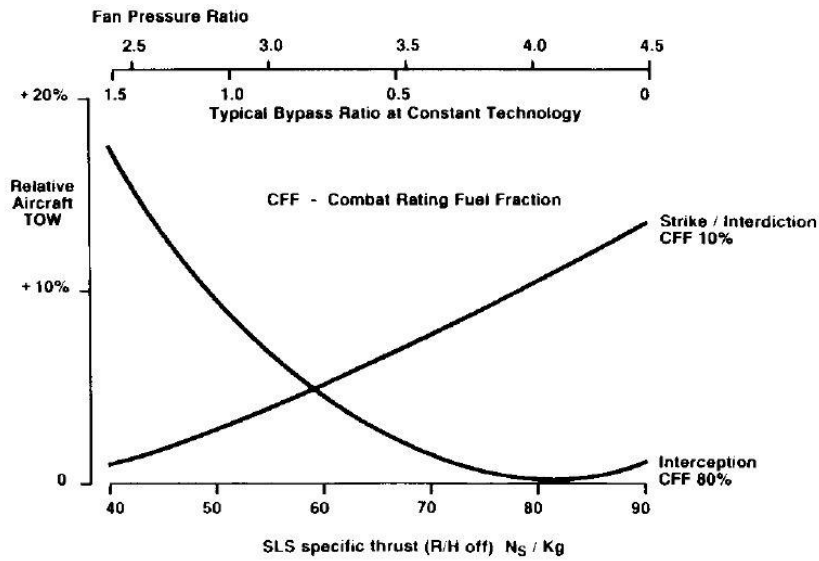


Figura 2.1 - Tração específica em função da missão da aeronave [8].

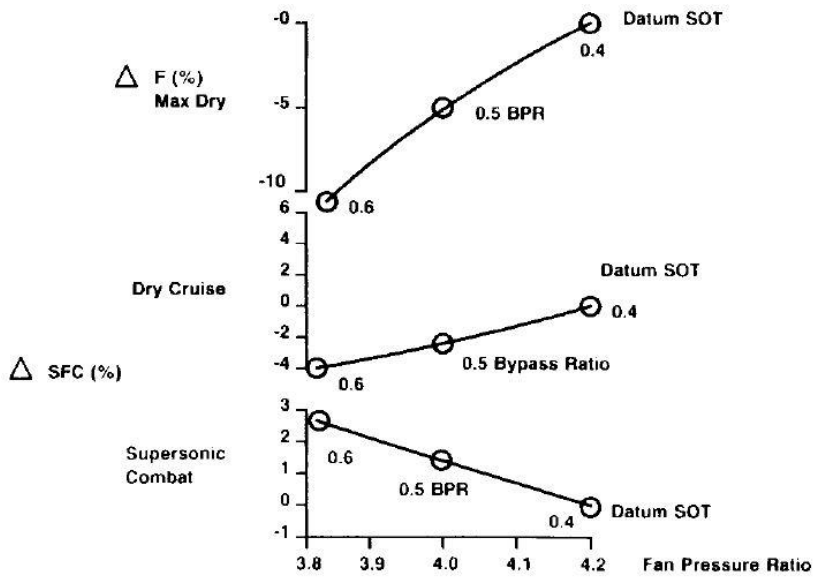


Figura 2.2 - Efeito das razões de pressão do *fan* no SFC e na tração [8].

O estudo mostra que o valor do OPR foi conseguido através de uma relação ótima entre o SFC em voo cruzeiro sem reaquecimento e o SFC para valores de velocidade de voo supersónicas em situações de combate, o que é mostrado na Figura 2.3.

Em termos comparativos, o autor refere ainda que o motor RB199 foi otimizado para ataques aéros a baixa altitude e, por conseguinte, resultou num BPR intermédio. Por outro lado, o

Eurojet EJ200 apresenta temperaturas de entrada na turbina, TIT, 200°C superiores, uma vida útil mais longa e um maior valor de tração específica,  $F_s$ .

A Figura 2.4 apresenta os motores EJ200, RB199 e Spey 202, evidenciando os progressos tecnológicos desenvolvidos em termos de dimensão do motor, assim como os seus valores de  $F_s$ .

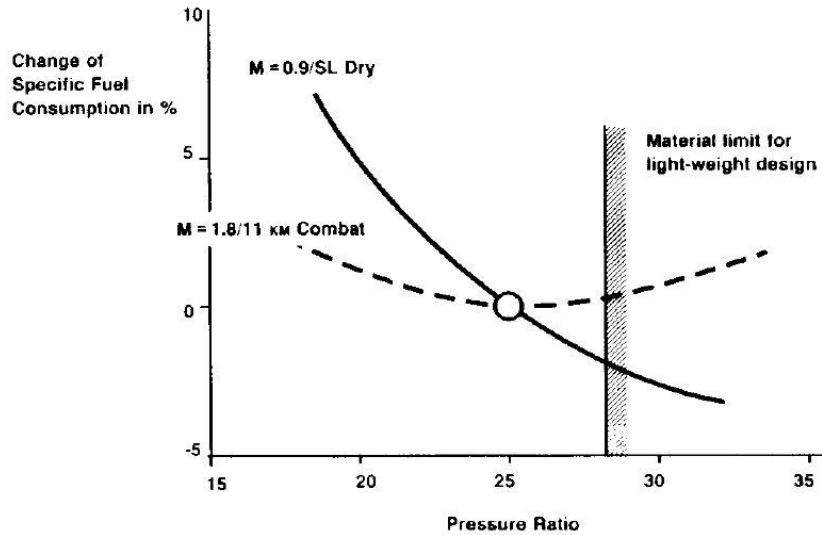


Figura 2.3 - Efeito da OPR no SFC [8].

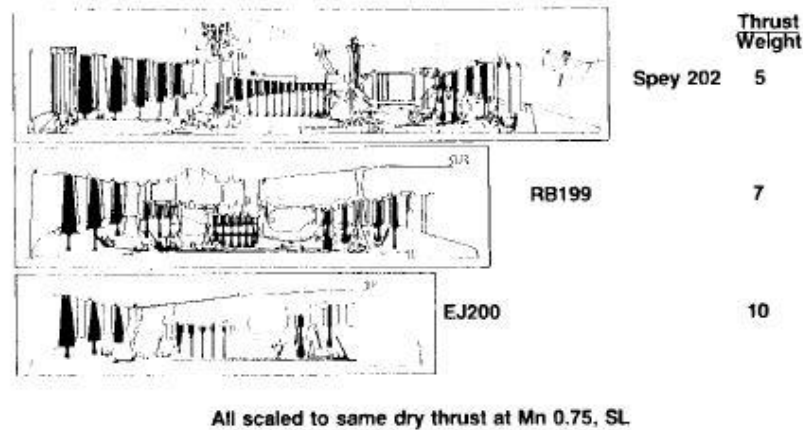


Figura 2.4 - Comparação entre os motores EJ200, RB199 e Spey 202 [8].

Como nota conclusiva, o autor evidencia uma comparação entre o desempenho de um bocal convergente/divergente e um convergente simples, tanto para regimes subsônicos como supersônicos. Na secção subsónica, para o bocal convergente/divergente, verifica-se um pequeno défice de tração e um pequeno benefício do SFC, enquanto que na secção supersónica um aumento benéfico de tração e um aumento significativo do SFC.

Envolvendo o motor em questão, têm sido desenvolvidos outros estudos relacionados com os componentes que o constituem. Pamela Bugala [9] fez um estudo de revisão do projeto de uma HPT. O autor utiliza os dados fornecidos pela RR para produzir um modelo de um motor real em que os valores de pressão e temperatura à entrada e saída da turbina são obtidos através de uma análise dos parâmetros termodinâmicos para secções específicas do motor.

Nesse trabalho, apesar do autor indicar que as suas análises contêm um erro de 10% no valor final da tração do motor, são evidenciados alguns pontos importantes:

- As turbinas de gás mais recentes trabalham com valores de TIT altos de modo a obter melhores valores de eficiência do motor, que se expressa em dimensões do motor mais pequenas e consumos de combustível mais baixos;
- Com o aumento de TIT, maior o volume específico dos gases de combustão e consequentemente mais energia é recebida da sua expansão;
- O aumento de TIT só tem sido permitido devido à introdução de rotores e estatores refrigerados, assim como melhorias na sua metalurgia;
- Recentemente são usados vários programas computacionais no desenho, fabrico e operação de motores de turbinas de gás. São esses programas o NPSS (*Numerical Propulsion System Simulation*), GasTurb, TURBN e T-AXI.

## 2.2 Estudos de otimização

Tarifa e Diaz [10] realizaram um estudo de otimização para motores de aeronaves de combate aéreo que consiste em escolher valores de FPR, BPR, TIT, OPR e temperatura máxima de reaquecimento que otimizam o SFC e a tração específica. O motor assumido é um turbofan com dois eixos, com reaquecimento e bocal convergente. Relativamente à razão de *bypass* e à razão de pressões do *fan* o estudo indica:

- Elevados valores de FPR são essenciais para se obter grandes valores de tração específica e baixos valores de SFC quando o reaquecimento está ativo, o que por sua vez implica baixos valores de BPR;
- Por sua vez, os baixos valores de BPR proporcionam boas condições de voo supersónico, mas piores condições em regime subsónico, devido ao facto de o seu valor ótimo minimizar o SFC para velocidades de voo elevadas;
- Como sequência, para aeronaves de combate aéreo/interceção os valores de BPR situam-se entre 0,2 e 0,5, enquanto que para aeronaves de interdição aérea o seu valor encontra-se entre 0,5 e 1,0.

Quanto ao estudo da TIT, os autores evidenciam o seguinte:

- A TIT não influencia diretamente a tração específica quando o reaquecimento está ativo, mas permite a escolha de valores de FPR maiores. Por outro lado, a TIT influencia diretamente a tração específica quando não há reaquecimento;

- Com reaquecimento e em condições supersônicas, altos valores de TIT melhoram o SFC, mas pioram em condições de voo cruzeiro em condição subsônica, especialmente para razões de *bypass* menores;
- Altas TIT são sempre desejáveis em aeronaves de combate. A tecnologia tem permitido que os componentes das turbinas resistam a altas temperaturas fiavelmente (1800 - 2000 K).

A influência do razão de pressão global do compressor permite aos autores indicarem o seguinte:

- Para um certo valor de BPR existe um valor de OPR para o qual o FPR é máximo e conseqüentemente o SFC é mínimo em condições de reaquecimento. Contudo, sem reaquecimento e em regime subsônico, o SFC tem um valor mínimo que ocorre a valores muito altos de OPR (40 ou maiores), o que se verifica em aeronaves comerciais;
- Valores muito altos de OPR criam temperaturas muito elevadas no compressor de alta pressão (HPC);
- Valores intermédios de OPR (cerca de 25) são um bom compromisso para aeronaves de combate aéreo que não necessitem de voo cruzeiro supersônico sem reaquecimento.

No que se refere à temperatura máxima de reaquecimento os autores demonstram que o seu aumento leva a um acréscimo da tração específica a custo de um aumento do SFC e o seu valor máximo está limitado por questões de refrigeração.

Como nota conclusiva, os autores referem-se ao bocal propulsivo indicando que apesar da otimização ser feita com um bocal convergente, a grande maioria das aeronaves de combate modernas utilizam bocais convergentes/divergentes que, pelo facto de terem razões de pressão elevadas e em condições de voo supersônico a alta altitude, conseguem obter ganhos de tração e de redução do SFC na casa dos 20-30%.

Num outro estudo, Vivek Sanghi et al. [11] desenvolveram um programa para otimizar um modelo propulsivo para um conjunto de três missões de combate aéreo (combate aéreo a alta altitude, defesa aérea a baixa altitude e interceção a alta altitude). Para tal são utilizados dois motores distintos, um motor turbofan de dois eixos, baixo *bypass* e caudais separados em que se realizará a otimização e um motor turbojato com dois eixos para efeitos comparativos. Deste estudo são retirados alguns pontos importantes:

- Um ligeiro aumento do BPR (0,6 para 1,0) reduz o SFC, aumenta o caudal mássico e resulta num diâmetro frontal do motor maior, o que pode resultar num aumento da resistência aerodinâmica;
- O parâmetro de tração específica está diretamente ligado aos avanços tecnológicos em muitas partes da aeronave, o seu aumento resulta numa diminuição do peso à descolagem e no caudal mássico do motor, assim como em aeronaves e motores mais pequenos;

- O aumento da TIT é sempre benéfico, enquanto que o regime apresenta um ponto ótimo perto do seu ponto de projeto, o que indica que é um compromisso entre os requisitos dos vários tipos de missão;
- Para as missões em estudo, os autores indicam que o motor turbofan é mais adequado que o motor turbojato;
- Com o aumento da TIT máxima, os ciclos do motor devem ser configurados para valores mais altos de BPR e OPR;
- Altas frações de acelerador são desejáveis de modo a fornecer um bom desempenho em voo supersónico;
- Como existe uma redução do tamanho do núcleo do motor com o aumento do BPR e o OPR, um valor moderado do FPR é desejável de modo a prevenir um aumento na carga aerodinâmica da turbina de baixa pressão (LPT).

O desenvolvimento de um simulador digital para a previsão do estado estacionário de desempenho de um motor turbofan em aplicações militares foi feito num artigo publicado por Vivek Sanghi et al. [6]. Para tal, os autores desenvolveram um modelo matemático em Fortran, escolhendo o conceito de um motor turbofan de dois eixos e com caudais misturados.

No estudo foram assumidas um total de sete restrições, onde é considerado que o motor alcança um estado de equilíbrio quando estas estão cumpridas. As restrições estão relacionadas com o caudal mássico de ar entre os vários componentes do motor, com a igualdade de potências entre a turbina e o compressor, assim como com os valores de pressão estática e área do bocal propulsivo.

Associadas a estas restrições estão sete variáveis independentes. O valor inicial dessas variáveis é estimado e posteriormente iterado até o sistema chegar a um equilíbrio.

Apesar de não ser possível uma comparação com os resultados reais de testes ao motor, os autores compararam este método a uma formulação alternativa, o método de Newton-Raphson multidimensional, e verificam um desvio de  $\pm 2\%$ .

Nos resultados são apresentados a tração e o SFC em função de várias altitudes e velocidades de voo para dois casos distintos, sem o uso de *afterburner*. O primeiro caso utiliza um controlador para definir a velocidade de rotação do *fan* e a área do bocal propulsivo em vários pontos do voo, enquanto que o segundo caso não usa controlador.

Os aspetos de maior interesse retirados do estudo são os seguintes:

- Em ambos os casos verificou-se uma queda de tração relativamente constante com o aumento da altitude
- O consumo específico de combustível, em ambos os casos, cresce de forma praticamente linear com o aumento do número de Mach e revela maiores valores para altitudes mais baixas.

## 2.3 Modelos de otimização

“O custo e risco associado ao projeto e operação de sistemas de turbinas de gás tem conduzido a um aumento na dependência de modelos matemáticos.”[12]. Neste sentido, os autores desenvolveram um estudo de modelação termodinâmica usando a ferramenta T-MATS e aplicável para várias configurações de turbinas de gás. Como exemplo, é usado um motor turbojato de eixo único, o General Electric (GE) J85, que é utilizado pela aeronave de acrobacias aéreas Viper Jet MKII. O estudo foi realizado para as condições operacionais expectáveis da aeronave (altitude máxima de 10 000 m e velocidade de voo máxima de 224 m/s), se bem que pode ser adaptada para valores superiores.

O estudo demonstrou que o SFC aumenta significativamente com o aumento do número de Mach,  $M$ , ou com a diminuição da altitude. Este facto está relacionado com os maiores valores de resistência aerodinâmica a números de Mach mais altos e ao aumento da massa específica do ar a baixas altitudes. Também se verifica uma diminuição na tração com o aumento da altitude, o que é atribuído à diminuição da massa específica do ar com o aumento de altitude. À medida que o número de Mach aumenta, verifica-se também uma diminuição da tração devido aos efeitos do *ram drag*, ou seja, a diferença entre tração bruta e tração líquida.

Em termos gerais os resultados conduziram a melhorias de tração a baixa altitude/altas velocidades e a um melhor SFC a altas altitudes/baixas velocidades. Contudo, com o aumento significativo da altitude, a massa específica do ar diminui consideravelmente ao ponto de uma aeronave típica não conseguir gerar sustentação para manter altitude. Outro ponto importante referido é a relação linear da OPR com a tração e a relação simples da velocidade de rotação do eixo motor com a tração, o qual é verificado na Figura 2.5. Nessa mesma figura são apresentados os casos para voo cruzeiro com número de Mach 0,8 e altitude 10 000 m (cor vermelha) e para as condições estáticas ao nível do mar a cor azul (número de Mach 0 e altitude 0 m).

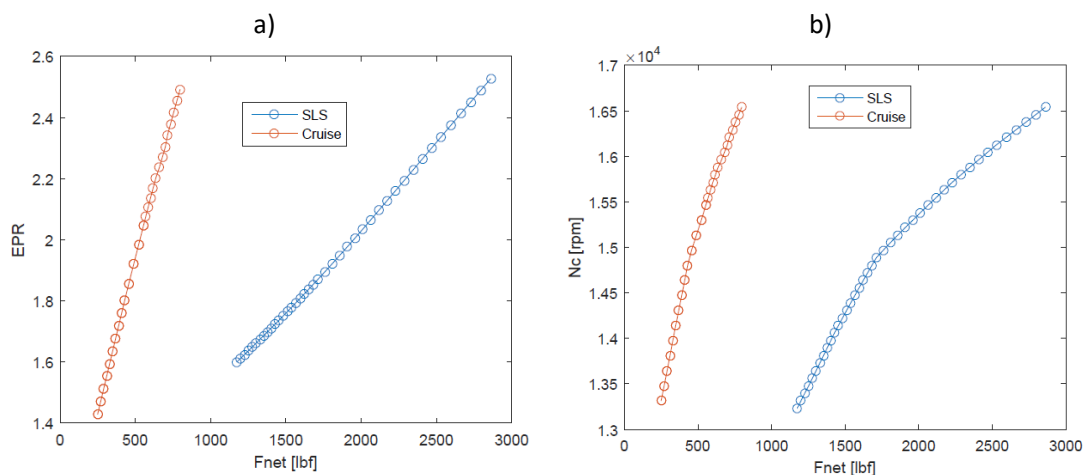


Figura 2.5 - OPR vs.  $F_{tot}$  (a) e RPM eixo vs.  $F_{tot}$  (b) para voo cruzeiro e nível do mar [12].

Com vista à otimização de um motor turbofan de dois eixos e com fluxos separados, V.C. Tai et al. [13] aplicaram um algoritmo genético com base nas primeiras e segundas leis da termodinâmica. Sendo a “exergia o máximo trabalho teórico alcançável durante um processo que leva um sistema ao equilíbrio com o seu ambiente” [14], V.C. Tai et al. desenvolveram o programa TurboJet-Engine Optimiser v1.0 (TJEO-1.0) utilizando a linguagem de programação Python que realiza os cálculos termodinâmicos das propriedades e implementa as otimizações.

Nesse trabalho nove casos de otimização foram estudados, encontrando-se divididos em três grupos (A, B e C). O grupo A apresenta restrições relativas ao consumo específico de tração, TSFC, e a  $F_s$ , o grupo B restrições de apenas TSFC e o grupo C sem restrições de TSFC nem  $F_s$ . Em cada um desses grupos são estudados três casos (1, 2 e 3). O caso 1 é otimizado para máxima eficiência energética, o caso 2 para máxima eficiência exergética e o caso 3 procurou um balanço entre as eficiências energética e a exergética.

Os resultados do trabalho mostraram que, em termos gerais, a otimização da eficiência exergética levou a valores de tração maiores (caso 1), a otimização da eficiência energética a valores de tração menores (caso 2) e o balanço entre as duas eficiências levou a valores de tração intermédios (caso 3).

Relativamente à  $F_s$ , o caso 2 verifica valores maiores, o caso 1 valores menores e o caso 3 valores intermédios. Em todos os nove foi cumprido o requisito da temperatura devido ao facto de esta ter sido colocado como uma grande restrição no processo de otimização. Relativamente aos valores de TIT, os casos 2 e 3 apresentam maiores valores que o caso 1 devido ao facto da inclusão da eficiência exergética na função objetivo, o que vai de encontro ao estudo feito por Turan em 2012 [15], que verificou que um aumento de TIT leva a um aumento da eficiência exergética global.

Relativamente ao grupo C, é verificado que o efeito do OPR na razão de redução de combustível é proporcional. O maior valor de OPR foi o caso C1 e apresentou a maior perda exergética do grupo, enquanto que o caso C2 apresentou menores valores de OPR e de razão de redução de combustível. Os resultados mostram que o OPR tem efeito no consumo de combustível.

Os resultados mostram ainda que a câmara de combustão é o componente que apresenta a maior percentagem de perda de exergia (26% - 28%). O *fan* e o compressor surgem em segundo lugar, sendo o *fan* o segundo maior contribuidor seguido do LPC e do HPC. A mistura de gases de escape frios e quentes aumenta o valor da entropia e conseqüentemente a destruição da exergia.

Em termos conclusivos os autores revelam que a otimização de um motor turbofan usando unicamente a eficiência energética não é adequado. Apesar de produzir soluções com mínimo SFC, não garantiu que essas soluções fossem para um desempenho ótimo.

Em contrapartida, a otimização para máxima eficiência exergética resultou em motores com altos valores de  $F_s$ , mas com o custo de um maior consumo de combustível. Com as restrições de TSFC e  $F_s$  incluídas na otimização produziram-se motores com alta  $F_s$  e aceitável TSFC, o que revela interesse para aplicações militares.

A otimização tendo em conta a combinação das eficiências energética e exergética resultou num modelo que minimiza o SFC e maximiza o uso de energia para produzir trabalho, facto que tem particular conveniência para motores de aviação comercial.



# Capítulo 3 - Enquadramento

## 3.1 A atmosfera padrão

A atmosfera terrestre é formada por um conjunto de gases que são retidos devido à força gravítica. É constituído por, aproximadamente, 78% azoto, 21% oxigénio e 1% outros gases, sendo a sua divisão é feita num total de cinco camadas (troposfera, estratosfera, mesosfera, termosfera e exosfera), mas para o estudo de aeronaves em geral só têm particular interesse a troposfera e a estratosfera.

A troposfera estende-se da superfície terrestre até aos 11 km de altitude enquanto que a estratosfera começa nesse valor e alonga-se até aos 50 km de altitude. Entre a troposfera e a estratosfera existem ainda duas subcamadas, a tropopausa que se situa entre os 11 km e os 20 km e estratosfera baixa que vai dos 20 km aos 32 km [16].

Estas camadas e subcamadas são caracterizadas por alterações distintas das propriedades atmosféricas (pressão, massa volúmica, temperatura, viscosidade e velocidade do som), tal como se pode verificar na Figura 3.1 para o parâmetro temperatura.

Neste trabalho será usado modelo *International Standard Atmosphere* (ISA) desenvolvido pela *International Standardization Organization* (ISO) para se definir a atmosfera inicial [17].

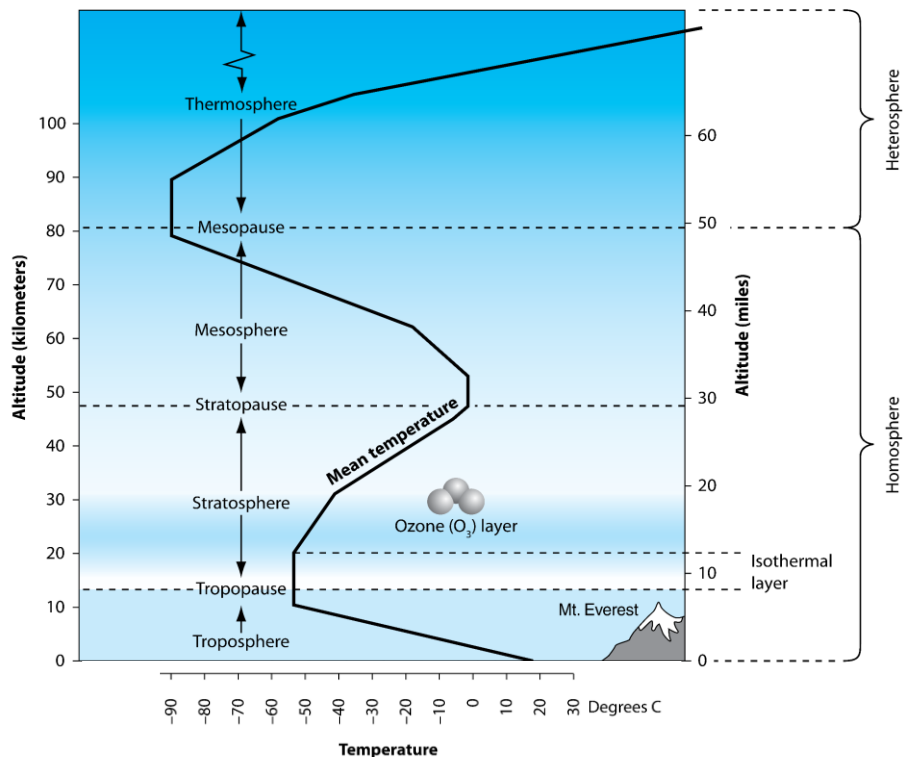


Figura 3.1 - Camadas atmosféricas e evolução da temperatura com a altitude [16].

## 3.2 O ciclo termodinâmico das turbinas de gás

O ciclo termodinâmico aplicado a turbinas de gás recebeu o nome de George Brayton, que foi o engenheiro que propôs este ciclo por volta de 1870. Originalmente o ciclo de George Brayton usou um pistão para compressão e expansão, mas as turbinas de gás também se regem pelo mesmo ciclo. A primeira vez que uma turbina de gás realizou um teste com sucesso foi em 1939 no *Swiss National Exhibition*, em Zurique.

As primeiras turbinas de gás construídas por volta de 1940 e 1950 tinham eficiências de cerca 17% devido a baixas compressões, baixas eficiências das turbinas, e baixas temperaturas de entrada na turbina motivado por limitações metalúrgicas. No entanto, com o passar dos anos procurou otimizar-se a eficiência do ciclo [4], dando particular ênfase aos seguintes pontos:

- Aumento da temperatura de entrada na turbina;
- Aumento da eficiência dos componentes;
- Acréscimo de modificações ao ciclo original.

### 3.2.1 O ciclo ideal de Joule-Brayton

O ciclo termodinâmico Joule-Brayton é usado em todas as turbinas de gás. Na Figura 3.2 é mostrada a representação de uma turbina de gás de um eixo a operar num ciclo aberto, de modo a descrever o conceito do ciclo, assim como os componentes essenciais onde este é aplicado: O compressor, a câmara de combustão e a turbina.

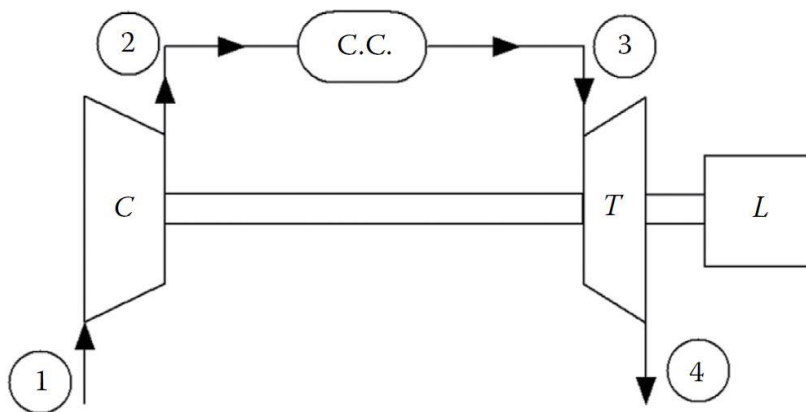


Figura 3.2 - Configuração de uma turbina de gás de um eixo em ciclo aberto [4].

O ciclo ideal de Joule-Brayton é composto por quatro processos reversíveis. Numa primeira fase é realizada a admissão de ar, em condições ambiente, e que é conduzido posteriormente até ao compressor que, por sua vez, o comprime através de um processo isentrópico (1-2), onde é verificado um aumento da pressão e temperatura. Numa fase posterior, o ar comprimido passa pela câmara de combustão onde é realizada a queima de combustível a pressão constante e aquecimento do ar, um processo isobárico (2-3). Neste processo existe um aumento considerável do volume específico e temperatura.

O processo seguinte do ciclo corresponde à expansão isentrópica realizada na turbina (3-4), onde os gases queimados expandem originando uma diminuição da pressão, temperatura e um acréscimo do volume específico. Como a turbina e o compressor estão ligados pelo mesmo veio, a potência realizada pela turbina é exatamente igual à potência realizada pelo compressor. A última fase do ciclo corresponde a um processo isobárico (4-1), que ocorre no bocal propulsivo e onde se realiza transferência de calor para a atmosfera. Os gases de escape fluem para a atmosfera voltando às condições de temperatura e pressão ambiente, classificando o ciclo como aberto [4].

A Figura 3.3 apresenta os diagramas de temperatura vs. entropia e pressão vs. volume específico para o ciclo Joule-Brayton ideal. De destacar ainda que o ciclo Joule-Brayton pode ser classificado como aberto ou fechado. Num ciclo aberto, tal como se sucede com as turbinas de gás de aplicação aeronáutica, os gases de escape são libertados diretamente para a atmosfera, enquanto que num ciclo fechado os gases de escape que saem da turbina entram diretamente para o compressor.

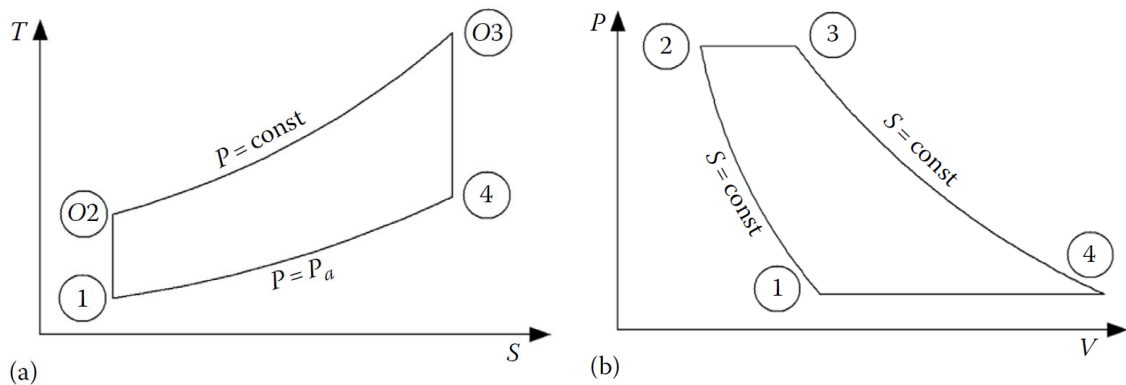


Figura 3.3 - Temperatura vs. entropia (a) e pressão vs. volume específico (b) [4].

### 3.2.2 O ciclo real de Joule-Brayton

Na realidade, o ciclo de Joule-Brayton ideal não se verifica devido a perdas resultantes do atrito, ao facto de os componentes não atingirem eficiência máxima e também devido à irreversibilidade de alguns processos. Deste modo, surge um ciclo real de Joule-Brayton, o qual é representado na Figura 3.4 através de um diagrama de temperatura vs. entropia.

Nesse diagrama estão representados os processos do ciclo, tal como no ciclo ideal, mas agora com algumas alterações. A passagem do ar no compressor (1-2) é um processo adiabático de compressão, a combustão (2-3) e o escape de gases para a atmosfera (4-1) não são processos isobáricos e verifica-se adição e perda de calor, respetivamente. Na passagem dos gases queimados pela turbina (3-4), ocorre num processo adiabático de expansão.

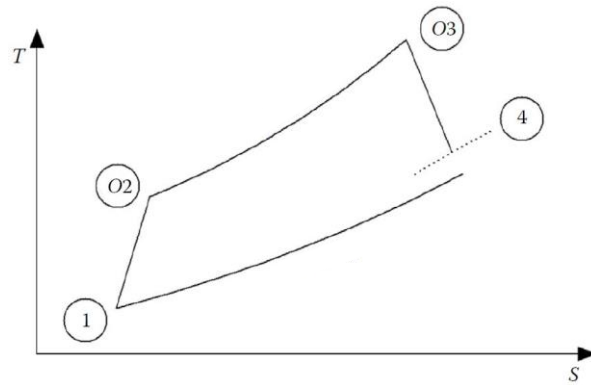


Figura 3.4 - Temperatura vs. entropia para o ciclo de Brayton real [4].

Num ciclo real, os rendimentos do compressor, turbina e bocal propulsivo não atingem 100%; são consideradas perdas de pressão na câmara de combustão, no escape de gases para a atmosfera, assim como a combustão não é completa, ou seja, a energia do combustível não é libertada na totalidade.

### 3.2.3 O ciclo Joule-Brayton com reaquecimento

O ciclo de Joule-Brayton tem sido alterado de modo a ser otimizado. Deste modo, surgiram os ciclos de Joule-Brayton com regeneração (aquecimento do escoamento à saída do compressor através da transferência de calor dos gases de escape quentes e com uso de um permutador), refrigeração (colocação de um *intercooler* entre os dois compressores) e reaquecimento (introdução de uma câmara de combustão entre as turbinas ou no bocal propulsivo dos motores de algumas aeronaves, principalmente militares). Este último tem particular interesse neste trabalho já que o motor em estudo é equipado com reaquecimento no bocal propulsivo.

O diagrama de temperatura vs. entropia para o caso de reaquecimento no bocal propulsivo é apresentado na Figura 3.6, enquanto que as estações estão representadas na Figura 3.5. Pode ser verificado que a temperatura é máxima no ciclo quando ocorre o reaquecimento e que, por sua vez, é limitada pela temperatura máxima que os materiais que compõem o bocal propulsivo conseguem resistir.

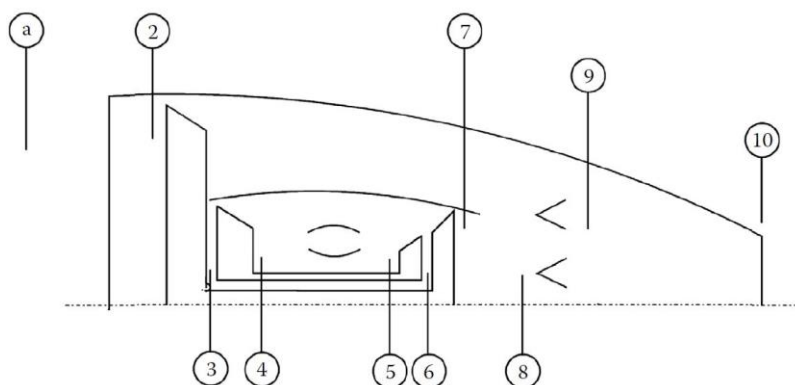


Figura 3.5 - Configuração de um motor com *afterburner* e mistura de caudais [4].

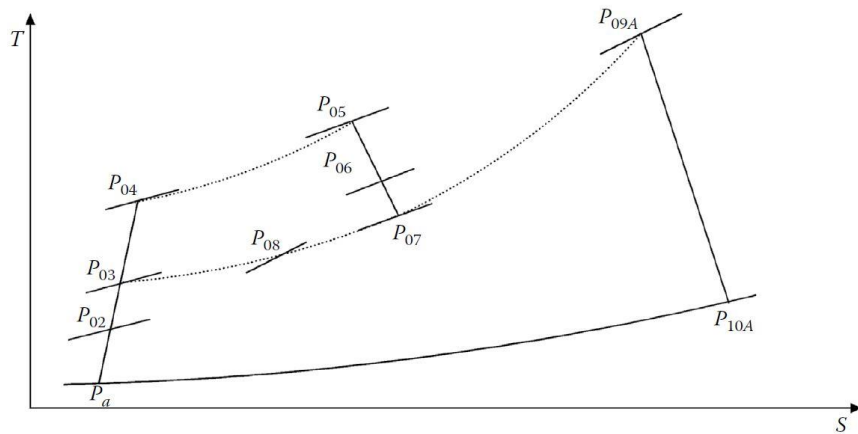


Figura 3.6 - Temperatura vs. entropia de um motor de fluxos misturados e *afterburner* [4].

### 3.3 Ondas de choque

À medida que um objeto se move num meio gasoso, as moléculas de gás contornam-no. Para o caso da velocidade do objeto no escoamento ser muito inferior à velocidade sónica do escoamento, a massa volúmica deste mantém-se constante e o gás é regido pelas equações de conservação da quantidade de movimento e energia. No entanto, para o caso em que o objeto aumente a sua velocidade para valores sónicos ou supersónicos, consideram-se efeitos de compressibilidade do gás e existem alterações locais das propriedades do escoamento [18].

Sendo uma onda uma perturbação num ponto do escoamento que cria uma região de moléculas comprimidas e que transmite essa perturbação às moléculas vizinhas, criando uma onda que se propaga no meio elástico, uma onda de choque é uma perturbação de grande amplitude e que envolve grandes mudanças nas propriedades pressão, temperatura e massa volúmica. Existem também perturbações de pequenas amplitudes, nas quais se encaixam as ondas de som [19].

Apesar das grandes alterações das propriedades no escoamento, as ondas de choque caracterizam-se por uma espessura de perturbação extremamente pequena (na ordem de  $10^{-6}$  m). Deste modo, é comum assumir que a área em ambos o lado do choque é igual, que os efeitos de atrito são desprezáveis e que não existe trabalho realizado nem adição ou perda de calor [19].

A onda de choque pode comportar-se de maneira distinta, dependendo da forma do objeto e da velocidade do escoamento. Se a onda de choque é perpendicular à direção do escoamento, então é dita normal. Neste caso existe passagem do escoamento de velocidades supersónicas para subsónicas.

Caso a onda de choque esteja inclinada na direção do escoamento, chama-se oblíqua. Este tipo de onda está diretamente relacionada com o número de Mach do escoamento e ângulo de deflexão a que a onda de choque ocorre. Caso o número de Mach seja demasiado baixo ou o ângulo de deflexão demasiado alto, ocorre um choque normal. Para os vários números de Mach iniciais do escoamento, existem duas soluções possíveis de número de Mach após a onda de

choque, uma subsônica e outra supersônica. Normalmente, os valores de saída supersônicos (onda de choque fraca) são predominantes, no entanto são possíveis valores de saída subsônicos (onda de choque forte) [20].

Na Figura 3.7 é possível distinguir as ondas de choque normal e oblíqua, assim como a direção e sentido do escoamento após a passagem pelas mesmas.

Existe ainda a ocorrência de ondas de choque em duas outras situações distintas. O primeiro caso são as ondas de choque descoladas, que ocorre em superfícies curvas (contendo regiões de choque normal e choque oblíquo), ou em escoamento interno, quando o ângulo de deflexão do corpo é superior ao máximo para o qual o choque não descola. O segundo caso são as ondas de choque oblíquas provocadas por uma superfície em cunha.

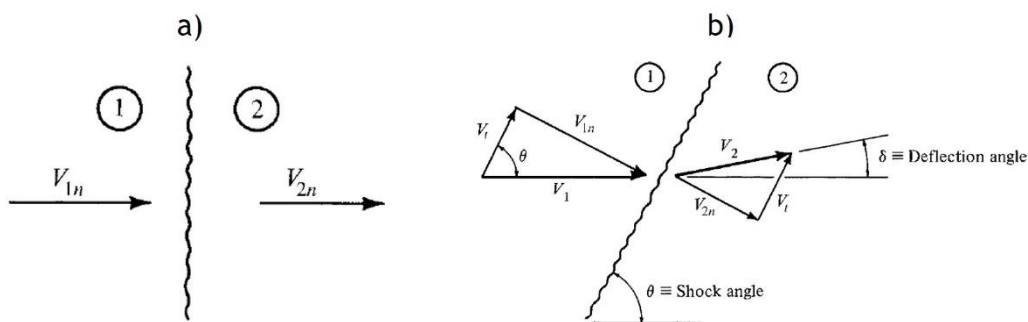


Figura 3.7 - Representação das ondas da onda de choque normal (a) e oblíqua (b) [19].

A ocorrência de ondas de choque normais verifica-se também na maioria das entradas de ar supersônicas de uma aeronave. Por outro lado, as ondas oblíquas verificam-se num conjunto mais vasto de locais, tais como no nariz da aeronave, no bordo de ataque e bordo de fuga da asa, no bocal propulsivo e ainda na entrada de ar [17] [19].

### 3.4 Componentes do motor turbofan

Como dito anteriormente, os componentes essenciais de uma turbina de gás são o compressor, a câmara de combustão e a turbina. No entanto, para aplicação aeronáutica e no caso específico de um motor turbofan existem acréscimos de componentes para permitir um melhor desempenho do motor no voo.

De um modo geral, o ar, em condições ambiente, passa por um ducto de admissão que pode ter características específicas para condições supersônicas ou subsônicas. O dito difusor, desacelera o ar e aumenta a sua pressão, o que diminui as perdas na câmara de combustão, ajuda a estabilizar a chama e melhora a eficiência global da combustão.

Um outro componente essencial é o *fan*. O *fan* é o termo dado ao primeiro compressor num motor turbofan e tem como função comprimir o ar, sendo que uma parte desse ar se dirige para

a parte restante do compressor e uma outra parte se dirige para um ducto, o ducto de *bypass*, que contorna o núcleo do motor e é expelido por um bocal propulsivo separado, ou não.

O núcleo de um motor turbofan é muito semelhante a um motor turbojato. Nesse núcleo, o compressor aumenta a pressão total de ar requerida pelo ciclo enquanto absorve o mínimo de potência no eixo possível, tal como visto no ciclo Joule-Brayton. Os compressores podem ser radiais ou axiais, sendo que os últimos são mais usados para gamas de média a alta tração. Esses compressores são compostos por rotores que aceleram o ar e transferem trabalho, e ainda estatores que desaceleram o ar e aumentam a pressão [21].

O componente seguinte do núcleo do motor é a câmara de combustão. Neste componente ocorre a mistura de ar comprimido com combustível, originando uma reação química que se traduz num aumento substancial de temperatura, facto que se verifica no ciclo acima descrito. As câmaras de combustão têm de permitir que a chama, após a faísca inicial, seja auto-sustentada e podem dividir-se em tubulares, anelares ou tubo-anelares [22].

A turbina ou as várias turbinas surgem como último componente do núcleo de um motor turbofan. A sua função é extrair energia dos gases queimados expelidos pela câmara de combustão, convertendo-a em trabalho de eixo e que por sua vez será usado para acionar o compressor. As turbinas, tal como os compressores, são compostas por rotores e estatores, dividem-se em radiais e axiais, sendo que as últimas são as mais usadas em turbinas de gás, e podem conter vários eixos e estágios. Este componente, à exceção do bocal propulsivo com reaquecimento, é o que suporta temperaturas mais elevadas e, para tal, é usual utilizar arrefecimento interno forçado (ar não queimado proveniente do compressor), o que permite temperaturas de entrada na turbina superiores [23].

O bocal propulsivo é o último componente de um motor turbofan e tem como função direccionar os gases de escape, produzindo um jato de velocidade elevada. Podem conter, ou não, mistura dos caudais de gases queimados provenientes da turbina e do ducto de *bypass*, e a sua configuração interna pode ser convergente ou convergente-divergente, sendo que os últimos são mais usados para velocidades de saída do jato supersónicas. O bocal propulsivo pode ainda conter variação da área da garganta (no caso convergente-divergente) e uma direcção do fluxo do jato variável [24].

### **3.5 Várias configurações de motores turbofan**

De todos os componentes que compõem um motor turbofan, estes podem assumir diferentes posições, tamanhos e pode também haver a adição de mais componentes específicos. Surgem assim as várias configurações possíveis dos motores turbofan, tal como representado na Figura 3.8.

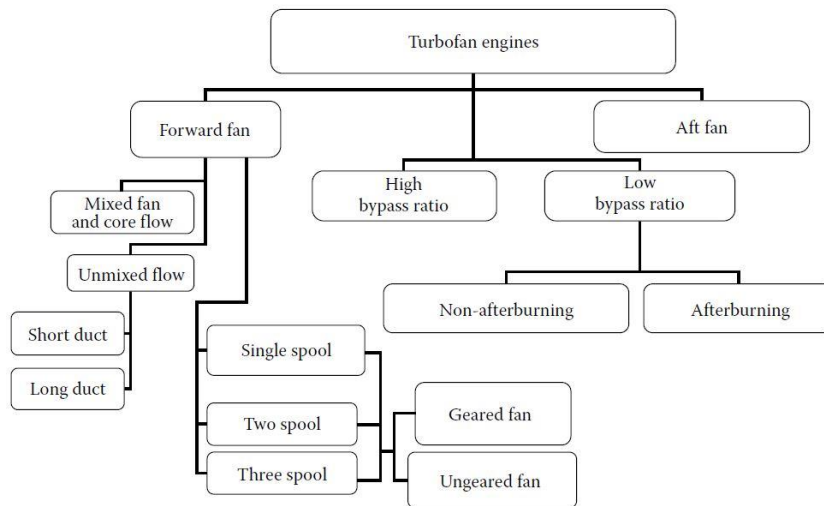


Figura 3.8 - Classificação dos motores turbofan [4].

Em termos gerais podemos distinguir os diferentes motores turbofan relativamente ao posicionamento do *fan*, à razão de *bypass*, à mistura, ou não, de caudais, ao número de veios mecânicos, ao tamanho do ducto, à existência, ou não, de *afterburner* e ainda à existência, ou não, de caixa de velocidades.

# Capítulo 4 - O motor Eurojet EJ200

## 4.1 Contextualização histórica

O projeto de conceção do motor Eurojet EJ200 surge de um compromisso conjunto de várias organizações europeias, tal como mostrado na Figura 4.1: RR (Reino Unido), MTU Aero Engines (Alemanha), Indústria de Turbo Propulsores (Espanha) e Avio (Itália). O trabalho conjunto das três primeiras empresas surge no projeto Tornado para o desenvolvimento e construção do motor turbofan de baixa razão de *bypass*, Turbo Union RB199, que equipa a aeronave Panavia Tornado. Estas empresas desenvolveram a organização NETMA (*NATO Eurofighter and Tornado Management Agency*), à qual se juntou posteriormente a empresa espanhola ITP.

O projeto do Eurojet EJ200 surge em 1983 com o objetivo de projetar um motor capaz de equipar uma aeronave de combate para vários tipos de missões (onze missões totais e oito requisitos de desempenho). Em 1988 houve autorização governamental dos respetivos países para produção do motor e em 1991 foi usado pela primeira vez [25]. Em 1998 foi assinado um contrato para produção de 1382 unidades para a aeronave Eurofighter Thyphoon [26].



Figura 4.1 - Empresas constituintes da NETMA e o seu contributo para o motor EJ200 [25].

## 4.2 Características do motor Eurojet EJ200

### 4.2.1 Componentes e configuração

O motor Eurojet EJ200 é um motor turbofan com baixa razão de *bypass* e caudais misturados, com dois veios mecânicos, onde o *fan* é colocado na parte dianteira do motor, é equipado com *afterburner* e foi construído para equipar a aeronave Eurofighter Thyphoon. Apesar do seu tamanho ser relativamente pequeno, apresenta grandes valores de tração.

Relativamente à composição do *fan* e compressor, estes são axiais e conseguem razões de pressões elevadas através da passagem de ar por um total de oito estágios. Numa fase inicial, o ar passa por um *fan* de três estágios (onde uma parte deste segue para o ducto de *bypass*) e posteriormente por um compressor de cinco estágios (ver Figura 4.2).

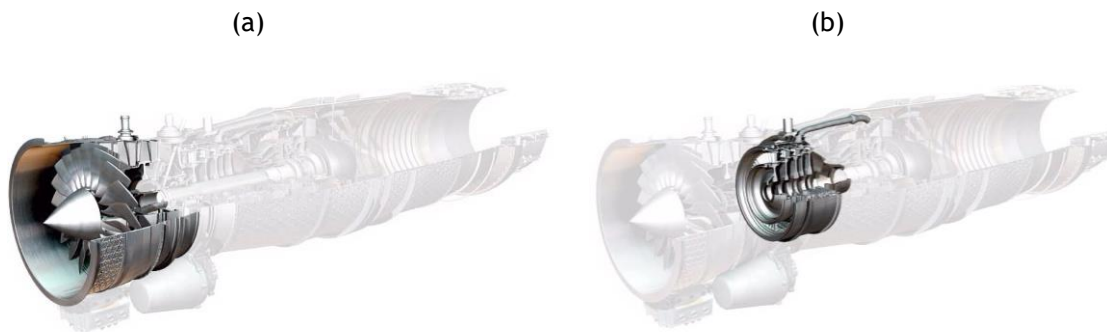


Figura 4.2 - *Fan* de três estágios (a) e HPC de cinco estágios (b) do motor EJ200 [25].

A câmara de combustão é do tipo anelar, é extremamente compacta e permite efetuar a combustão da mistura combustível-ar entre o LPC e a LPT. Foi projetada tendo em conta os requisitos muito elevados das emissões de gases poluentes (conseguindo 0% de fumo visível), da eficiência da combustão e do controlo/estabilidade da combustão. É utilizado também um sistema de pulverização de combustível utilizando injetores, um sistema de refrigeração e ainda proteção térmica (ver Figura 4.3).



Figura 4.3 - Câmara de combustão anelar do EJ200 [25].

As turbinas de alta e baixa pressão estão ligadas através de veios mecânicos ao LPC e ao *fan*, respetivamente e são ambas compostas por um único estágio. É utilizada tecnologia de revestimento monocristal nas pás da turbina (constituídas por ligas de níquel) e com refrigeração interna, permitindo o uso de poucas pás com altos níveis de desempenho (ver Figura 4.4).

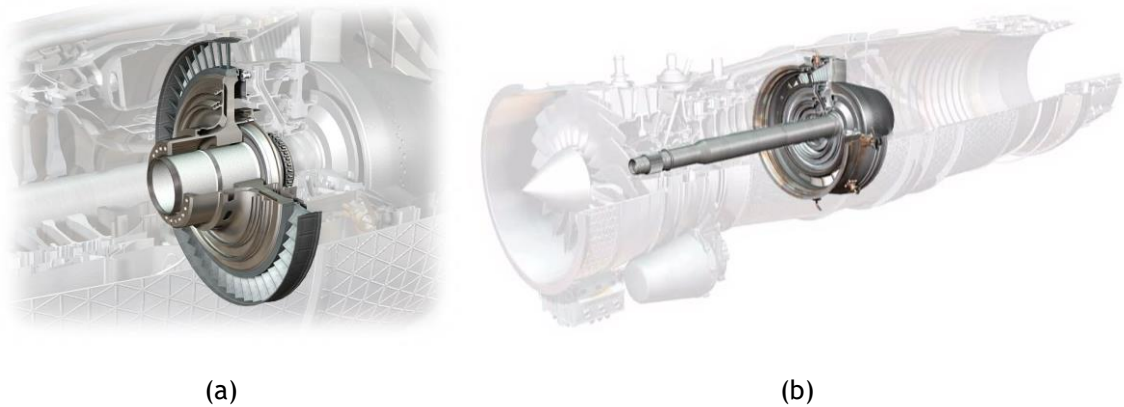


Figura 4.4 - HPT (a) e LPT (b) de um estágio do motor EJ200 [25].

O ducto do *afterburner* usa um sistema de combustão radial, de vaporizadores nas zonas de caudal quente e injeção de combustível nas zonas de caudal frio, de modo a aumentar a eficiência da combustão. A sua conceção foi feita para maximizar a tração e minimizar a emissão de poluentes e instabilidades (ver Figura 4.5) [25].

O bocal propulsivo é convergente-divergente, é otimizado para vários tipos de missões, tanto subsónicas como supersónicas e apresenta uma direção do fluxo do jato variável, a qual é controlada e ajustada, constantemente, pelo DECMU (*Digital Engine Control and Monitoring Unit*) durante a gama de operação da aeronave.

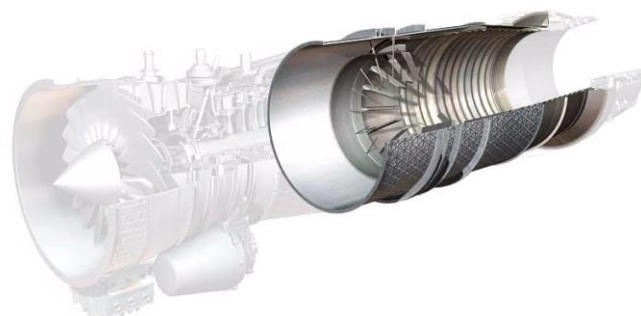


Figura 4.5 - Ducto do *afterburner* do EJ200 [25].

### 4.2.2 Estações e especificações técnicas

A numeração e indicação das estações do motor Eurojet EJ200 é apresentada na Figura 4.6 e na Tabela 4.1, enquanto que as especificações técnicas do motor são indicadas na Tabela 4.2 de acordo com os valores fornecidos pela MTU [26].

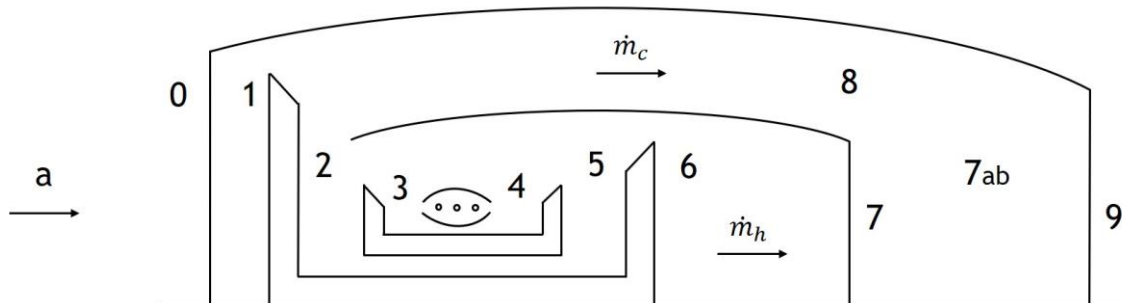


Figura 4.6 - Numeração e representação das estações do motor EJ200.

Tabela 4.1 - Especificações técnicas do motor EJ200 para condições ISA [26].

Tração máxima com reaquecimento	90 kN
Tração máxima seca	60 kN
Razão de pressões global	26:1
Razão de pressão do <i>fan</i>	4,2:1
Razão de pressão do HPC	6,2:1
Razão de <i>bypass</i>	0,4:1
SFC com uso do <i>afterburner</i>	47-49 g/kNs
SFC sem uso do <i>afterburner</i>	21-23 g/kNs
Caudal mássico de ar	75-77 kg/s
Comprimento total	Aproximadamente 4,00 m
Diâmetro máximo interno	740 mm
Peso total	9702 a 10143 kN

Tabela 4.2 - Descrição das estações do motor EJ200.

a	Escoamento livre
0	Entrada no motor
1	Entrada no <i>fan</i>
2	Entrada no HPC
3	Entrada na câmara de combustão
4	Entrada na HPT
5	Entrada na LPT
6	Saída da LPT
7	Entrada no <i>afterburner</i>
$T_{ab}$	Saída do <i>afterburner</i>
8	Saída do ducto de <i>bypass</i>
9	Saída do bocal propulsivo

### 4.3 A aeronave Eurofighter Thyphoon

A aeronave Eurofighter Thyphoon é uma aeronave de combate extremamente ágil projetada para missões de superioridade aérea, combate ar-solo e equipada com um vasto leque de sistemas de armamento. É uma aeronave bastante versátil, conseguindo muito eficazmente operar nos mais variados e complexos cenários de ameaça, permitindo, deste modo, uma redução de custos ao operador.

Atualmente é operada pela força aérea de cinco países europeus e um asiático: Alemanha, Itália, Espanha, Reino Unido, Áustria e Arábia Saudita. A sua agilidade resulta de uma configuração em *canard*/asa em delta com baixa resistência aerodinâmica ao avanço, elevada tração específica e baixa carga alar conseguindo, deste modo, acelerações muito rápidas e um excelente desempenho de voo em volta tanto em regime subsônico como supersônico [27]. O Eurofighter Thyphoon é das poucas aeronaves que atualmente conseguem um voo cruzeiro em regimes supersônicos sem o uso de *afterburner* e, em regra geral, tem distâncias de descolagem inferiores a 700 metros em cerca de 8 segundos.

A aeronave é tripulada por um ou dois pilotos, podendo ser para o fim operacional ou instrutivo, respetivamente e é equipada com dois motores Eurojet EJ200. Relativamente à sua composição estrutural, esta é constituída por 70% de compósitos de fibra de carbono, 15% de metais, 12 % de plásticos reforçados com fibra de vidro e 3% de outros materiais [28]. Na Figura 4.7 encontra-se uma representação da aeronave e do motor EJ200.

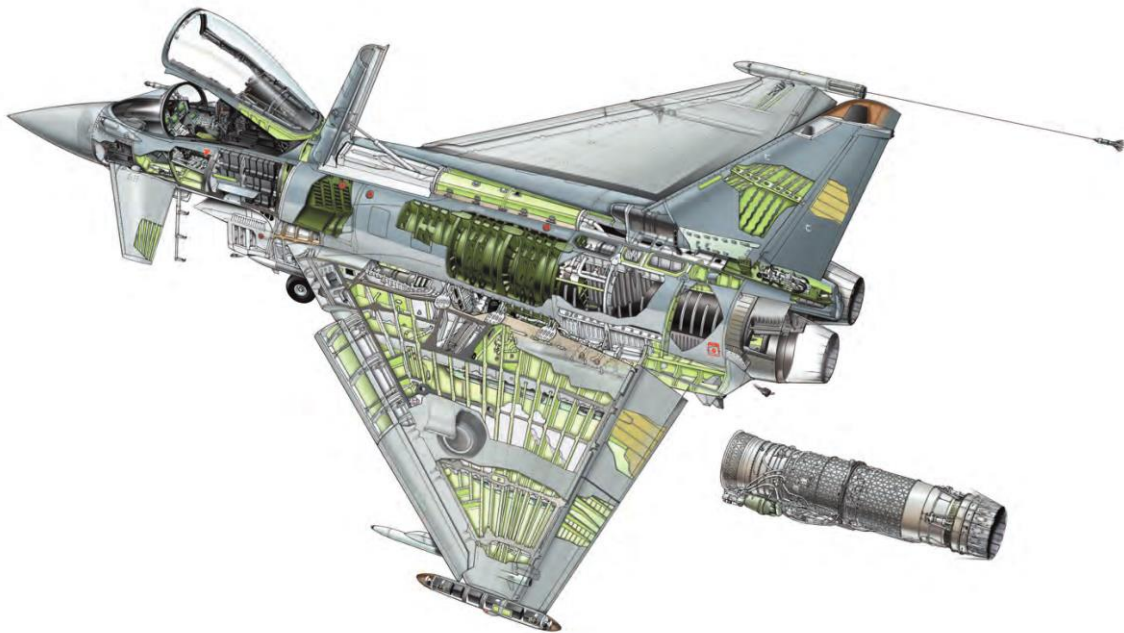


Figura 4.7 - A aeronave Eurofighter Typhoon e o motor Eurojet EJ200 [27].

A Tabela 4.3 apresenta parâmetros da estruturais da aeronave, velocidades de voo típicas e máximas, assim como outras especificações técnicas tidas em conta para este trabalho.

Tabela 4.3 - Características e especificações técnicas do Eurofighter Typhoon [27].

Velocidade cruzeiro supersónico	Mach 1,5	Comprimento	15,96 m
Velocidade máxima	Mach 2,0	Envergadura	10,95 m
Velocidade máxima (ao nível do mar)	Mach 1,25	Área Alar	51,2 m <sup>2</sup>
MTOW	230,3 kN	Alcance	2900 km
Peso vazio	107,8 kN	Teto máximo	19 812 m

# Capítulo 5 - Estudo Paramétrico

## 5.1 Considerações iniciais

O cálculo numérico realizado neste trabalho tem por objetivo efetuar uma análise paramétrica do motor Eurojet EJ200 para várias condições e situações de voo, avaliar, posteriormente, o seu desempenho, assim como apresentar os valores ótimos de utilização do motor para essas condições.

Para tal fez-se variar, entre um valor máximo e um valor mínimo, os parâmetros TIT, altitude de voo, velocidade de voo e razão global de pressões (através de uma concordância do FPR e da razão de pressões do compressor, CPR), sendo que a Tabela 5.1 apresenta todos os valores utilizados como variáveis de entrada. Os valores de cada variável de entrada fizeram concordância com todos os outros valores das outras variáveis de entrada, conseguindo, deste modo, perfazer um total de 750 combinações.

De destacar ainda que os valores escolhidos para as variáveis de entrada foram, não só de encontro ao objetivo de avaliar o desempenho do motor para altas altitudes e altas velocidades (supersônicas), mas também tiveram em conta as limitações da aeronave e do motor apresentadas pelo fabricante [27].

Tabela 5.1 - Valores das variáveis de entrada utilizados no estudo paramétrico.

TIT [K]	OPR (FPR · CPR)	Altitude de voo [m]	Número de Mach
1200	1,04:1 (0,8 · 1,3)	10 000	1,2
1400	4,16:1 (1,6 · 2,6)	12 000	1,4
1600	9,36:1 (2,4 · 3,9)	14 000	1,6
1800	16,64:1 (3,2 · 5,2)	16 000	1,8
2000	26:1 (4,1 · 6,34)	18 000	2,0
---	---	20 000	---

O estudo do motor para a condição de *afterburner* ativo realizou-se variando a temperatura à qual este acontece. Assim sendo, para cada temperatura a que se aciona o *afterburner*, variaram-se as temperaturas de entrada na turbina acima indicadas, tal como apresentado na Tabela 5.2, perfazendo um total de 25 relações.

Tabela 5.2 - Valores da temperatura escolhidos para o caso de *afterburner* acionado.

1800 K	1900 K	2000 K	2100 K	2200 K
--------	--------	--------	--------	--------

O programa utilizado para a realização do código foi o MATLAB®, o qual permitiu a criação de uma rotina de cálculo através da construção de matrizes e posteriormente análise dos resultados obtidos [29].

A numeração das estações do motor e da aeronave utilizada ao longo deste trabalho encontra-se segundo a ordem da Tabela 4.2 apresentada anteriormente, da Figura 5.2, que apresenta uma esquematização das ondas de choque que ocorrem no ducto de admissão do motor, e ainda de acordo com a simbologia acima indicada.

Relativamente à consideração dos valores das eficiências de cada componente essenciais para a rotina de cálculo, estes basearam-se num trabalho de Pamela Bugala [9] e estão apresentados na Tabela 5.3.

Tabela 5.3 - Eficiência dos componentes, em percentagem, do motor EJ200 [9].

Difusor de admissão	97%
<i>Fan</i> e HPC	88%
Câmara de combustão	98%
Perda de pressão na câmara de combustão	3%
HPT e LPT	90%
Veio mecânico	99%
Bocal propulsivo	98%

Foram ainda assumidas algumas simplificações para a realização e análise do código:

- Operação do motor num dia padrão;
- Escoamento unidimensional;
- Escoamento estacionário ou em regime permanente;
- O fluido de trabalho, ar, é assumido como um gás perfeito, sem misturas ou poeira e baseado nos valores iniciais e convencionais de pressão, temperatura e massa volúmica ao nível médio das águas do mar pela ISO (ISA). É regido pela equação dos gases perfeitos;
- Atmosférica estática em relação à Terra;
- Aceleração gravítica,  $g_0$ , constante, sendo que aos 60 000m não difere mais de 0,001%;
- Compressões e expansões politrópicas;

- Ambas as turbinas (LPT e HPT) não fornecem energia aos acessórios;
- Dois valores distintos foram usados para o calor específico a pressão constante,  $C_p$ , e para a razão dos calores específicos,  $\gamma$ . Para gases não queimados considera-se ( $C_{p_c} = 1,005 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$  e  $\gamma_c = 1,4$ ) e para gases queimados ( $C_{p_h} = 1,148 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$  e  $\gamma_h = 1,333$ );
- O poder calorífico considerado,  $Q$ , é o poder calorífico médio inferior de um hidrocarboneto (43,1 MJ/kg);
- O ângulo do ducto de admissão,  $\delta$ , é mantido constante ao longo deste.

## 5.2 O modelo ISA da atmosfera padrão

De modo a poder fazer-se o estudo do motor teve de definir-se, em primeiro lugar, o meio de trabalho em que a aeronave opera, o ar. Assim sendo, foi definida a atmosfera padrão até aos 20 000 m de altitude segundo o modelo ISA da ISO [17]. Deste modo, a Tabela 5.4 apresenta os valores iniciais dos parâmetros, ao nível médio das águas do mar e segundo o sistema internacional de unidades, SI, e que servem como ponto de partida para definir a atmosfera padrão.

Tabela 5.4 - Parâmetros de referência da atmosfera ISA ao nível do mar segundo o SI [17].

Parâmetro	Símbolo	Valor	Unidade
Temperatura	$T_0$	288,15	K
Pressão	$P_0$	101 325	$\text{N}/\text{m}^2$
Massa volúmica	$\rho_0$	1,225	$\text{kg}/\text{m}^3$
Viscosidade	$\mu_0$	$1,78938 \cdot 10^{-5}$	$\text{kg} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{s}^{-1}$
Aceleração gravítica	$g_0$	9,807	$\text{m}/\text{s}^2$
Constante universal dos gases perfeitos	R	287,053	$\text{J} \cdot \text{K}^{-1} \cdot \text{kg}^{-1}$
Razão dos calores específicos	$\gamma$	1,4	---
Velocidade do som	$C_0$	340,294	$\text{m}/\text{s}$

A variação da temperatura com a altitude é calculada através de uma variação linear da altitude geopotencial, onde o gradiente de temperatura,  $\lambda$ , apresenta os valores de  $-6,50 \text{ K}/\text{km}$ ,  $+0,00 \text{ K}/\text{km}$  e  $+1,00 \text{ K}/\text{km}$  para as camadas troposfera, tropopausa e estratosfera baixa, respetivamente.

$$T_a = T_x + \lambda (h - h_x) \quad (5.1)$$

Assumida então uma variação linear da temperatura com a altitude geopotencial, tendo em conta a equação fundamental da hidrostática e a equação dos gases perfeitos, tem-se a variação da pressão com a altitude até aos 11 000 m:

$$P_a = P_0 \left( 1 + \frac{\lambda \cdot h}{T_0} \right)^{-\frac{g_0}{\lambda \cdot R}} \quad (5.2)$$

A variação da pressão dos 11 000 m até aos 20 000 m é dada por:

$$\frac{P}{P_{11km}} = e^{-\frac{g_0}{R \cdot T_{11km}} \cdot (h - 11\,000)} \quad (5.3)$$

A variação da massa volúmica com a altitude é calculada através da temperatura e pressão pela equação dos gases perfeitos:

$$\rho = \frac{P}{R \cdot T} \quad (5.4)$$

Relativamente à velocidade do som, esta é obtida de acordo com a seguinte forma:

$$C = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T} \quad \text{onde} \quad \gamma = \frac{C_p}{C_v} = 1,4 \quad (5.5)$$

Por último, a viscosidade dinâmica é definida como o valor da fricção interna entre duas camadas de ar, vizinhas, em movimento e com diferentes velocidades [17]. A sua variação é dada pela fórmula de Sutherland:

$$\mu = \mu_{ref} \cdot \frac{T_{ref} + S}{T + S} \cdot \left( \frac{T}{T_{ref}} \right)^{3/2} \quad (5.6)$$

Onde os valores de referência são os seguintes:

- Temperatura de referência ( $T_{ref}=291,15$  K)
- Constante de Sutherland ( $S=120$  K)
- Viscosidade de referência ( $\mu_{ref}=1,827 \cdot 10^{-5}$  N/m<sup>2</sup>)

### 5.3 O modelo matemático aplicado em Matlab

O modelo matemático aplicado neste trabalho baseou-se nos livros “*Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines*” [4], “*Gas Turbine Theory*” [30] e “*Fundamentals of Gas Dynamics*” [19].

O fluxograma de cálculo definido inicialmente e apresentado na Figura 5.1 serviu como um ponto de partida para a elaboração do código em MATLAB®. Tal como evidenciado, este mostra uma sequência lógica de procedimentos que foram tidos em conta desde a atmosfera padrão, passando pelas condições ao longo do motor de modo a se poderem obter as variáveis de desempenho do motor.

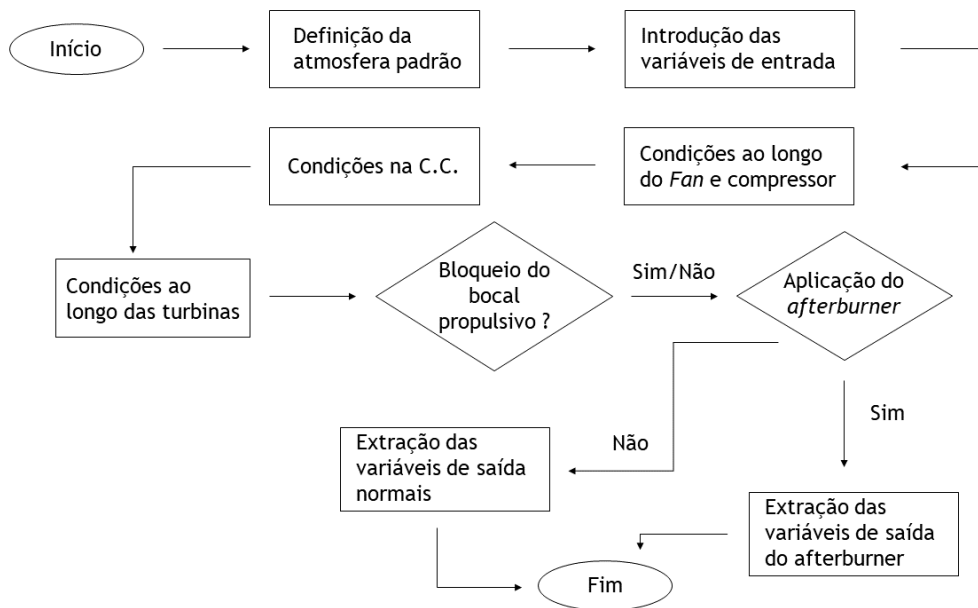


Figura 5.1 - Fluxograma de cálculo utilizado em MATLAB®.

### 5.3.1 Ondas de choque

Relativamente às ondas de choque, verificaram-se dois casos neste trabalho. O primeiro caso ocorre para números de Mach mais baixos ( $M=1,2$ ;  $M=1,4$  e  $M=1,6$ ). Este caso verifica a ocorrência de apenas uma onda de choque normal à entrada do motor [19].

O segundo caso ocorre tal qual como representado na Figura 5.2, onde existe a ocorrência de uma onda de choque oblíqua mais fraca no início do ducto de admissão e posteriormente uma onda de choque normal forte à entrada do motor. Este caso ocorreu para os números de Mach mais altos ( $M=1,8$  e  $M=2,0$ ) [19].

O valor do ângulo do ducto de admissão em relação à horizontal,  $\delta$ , é retirado de um artigo publicado por Norbert Bissinger e Michael Jost [31], em que usam um valor de aproximadamente  $15^\circ$ .

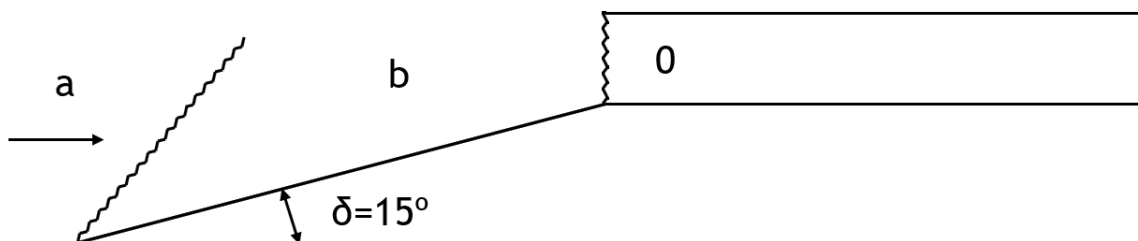


Figura 5.2 - Representação das ondas de choque no ducto de admissão do Eurojet EJ200.

O escoamento, em condições ambiente, entra no ducto de admissão com um certo número de Mach onde, para os casos acima referidos, ocorre uma onda de choque oblíqua. O cálculo para a determinação do número de Mach normal à onda de choque é feito com respeito ao ângulo da onda de choque,  $\theta$ :

$$M_{an} = M_a \cdot \sin \theta \quad (5.7)$$

Deste modo, relacionam-se os números de Mach normais antes e depois da onda de choque e a determinação do número de Mach após a onda de choque é apresentada abaixo:

$$M_b = \frac{M_{bn}}{\sin(\theta - \delta)} \quad (5.8)$$

Após a determinação do número de Mach no ponto b, prossegue-se para a determinação dos parâmetros temperatura e pressão à entrada do motor que se relacionam da seguinte forma:

$$P_0 = \frac{P_0}{P_b} \cdot \frac{P_b}{P_a} \cdot P_a \quad (5.9)$$

$$T_0 = \frac{T_0}{T_b} \cdot \frac{T_b}{T_a} \cdot T_a \quad (5.10)$$

“O estado de estagnação é definido como um estado termodinâmico que existiria caso o escoamento fosse levado à condição de zero velocidade e zero potencial. O estado de estagnação é conseguido sem trocas de calor nem trabalho e sem perdas” [19], verificando assim um processo isentrópico e adiabático.

Para o cálculo das condições ao longo do motor ir-se-á usar o estado de estagnação para ambos os parâmetros acima referidos. À entrada do motor, a pressão e temperatura de estagnação são obtidas segundo as relações (5.11) e (5.12).

$$Pt_0 = \frac{Pt_0}{P_0} \cdot P_0 \quad (5.11)$$

$$Tt_0 = \frac{Tt_0}{T_0} \cdot T_0 \quad (5.12)$$

### 5.3.2 A compressão do ar

Ao entrar no motor, o escoamento passa por uma zona primária, o difusor de admissão, onde se verifica uma ligeira perda de pressão. Por outro lado, a temperatura de estagnação mantém-se constante:

$$Pt_1 = \eta_r \cdot Pt_0 \quad (5.13)$$

$$Tt_1 = Tt_0 \quad (5.14)$$

Após a passagem pelo *fan*, o escoamento sofre um aumento de pressão dependendo da razão de pressões a que o *fan* estiver a operar, sendo depois dividido para o HPC e para o ducto de *bypass*.

$$Pt_2 = FPR \cdot Pt_1 \quad (5.15)$$

É verificado um aumento de temperatura, que se obtém de acordo com a equação (5.16):

$$Tt_2 = Tt_1 + \frac{Tt_{2s} - Tt_1}{\eta_{Fan}} \quad (5.16)$$

Através da primeira lei da termodinâmica e tendo em conta a variação de entalpia real e ideal consegue-se determinar  $Tt_{2s}$ :

$$\eta_{Fan} = \frac{Tt_{2s} - Tt_1}{Tt_2 - Tt_1} \quad (5.17)$$

$$\frac{Tt_{2s}}{Tt_1} = \left( \frac{Pt_2}{Pt_1} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} \quad (5.18)$$

A passagem no HPC é, de modo semelhante à passagem pelo *fan*, acompanhada por um incremento da pressão, dependendo da razão de pressões a que o HPC opera:

$$Pt_3 = CPR \cdot Pt_2 \quad (5.19)$$

O cálculo do incremento de temperatura após a passagem pelo HPC é semelhante à passagem pelo *fan*:

$$Tt_3 = Tt_2 + \frac{Tt_{3s} - Tt_2}{\eta_{HPC}} \quad (5.20)$$

Sendo que, do mesmo modo que anteriormente:

$$\eta_{HPC} = \frac{Tt_{3s} - Tt_2}{Tt_3 - Tt_2} \quad (5.21)$$

$$\frac{Tt_{3s}}{Tt_2} = \left( \frac{Pt_3}{Pt_2} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} \quad (5.22)$$

### 5.3.3 A combustão e expansão dos gases

O ar comprimido, ao passar pela câmara de combustão e pelo processo de combustão, apresenta uma ligeira perda de pressão, pelo que a pressão à saída da câmara de combustão é calculada do seguinte modo:

$$Pt_4 = \Delta_{burn} \cdot Pt_3 \quad (5.23)$$

O valor de  $Tt_4$  é assumido como variável de entrada e com os valores apresentados acima na Tabela 5.1.

Nesta fase é possível ainda obter a razão combustível-ar,  $f$ , para a fase de combustão, a qual se traduz na razão entre o caudal de combustível queimado ( $\dot{m}_f$ ) e o caudal mássico de ar que passa no núcleo do motor ( $\dot{m}_h$ ). O seu valor consegue-se segundo a expressão abaixo:

$$f = \frac{(Cp_h/Cp_a) \cdot (Tt_4 - Tt_3) - 1}{\eta_b \cdot \left(\frac{Q_{net}}{Cp_a} \cdot Tt_3\right) - (Cp_h/Cp_a) \cdot (Tt_4 - Tt_3)} \quad (5.24)$$

Relativamente à passagem pela HPT, é tido em conta a igualdade de potências entre o HPC e a HPT, assim como o rendimento mecânico do veio de transmissão:

$$\dot{W}_{HPT} = \frac{\dot{W}_{HPC}}{\eta_m} \quad (5.25)$$

Assim, verifica-se que:

$$(\dot{m}_h + \dot{m}_f) \cdot Cp_h \cdot (Tt_4 - Tt_5) = \frac{\dot{m}_h \cdot Cp_h \cdot (Tt_3 - Tt_2)}{\eta_m} \quad (5.26)$$

A pressão imediatamente após a HPT é obtida de acordo com a relação politrópica entre as temperaturas e pressões de estagnação:

$$\frac{Pt_4}{Pt_5} = \left(\frac{Tt_4}{Tt_{5s}}\right)^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}} \quad (5.27)$$

Sendo que através do rendimento da HPT e das temperaturas de estagnação conhecidas se obtém  $Tt_{5s}$ :

$$\eta_{HPT} = \frac{Tt_4 - Tt_5}{Tt_4 - Tt_{5s}} \quad (5.28)$$

A passagem do escoamento pela LPT apresenta um comportamento idêntico a anteriormente. Neste caso, a igualdade de trabalhos é feita entre a LPT e o *fan*, assim como se leva em consideração as perdas mecânicas do veio de transmissão:

$$\dot{W}_{LPT} = \frac{\dot{W}_{Fan}}{\eta_m} \quad (5.29)$$

Assim, verifica-se que:

$$(\dot{m}_h + \dot{m}_f) \cdot C_{p_h} \cdot (Tt_5 - Tt_6) = \frac{(\dot{m}_h + \dot{m}_c) \cdot C_{p_c} \cdot (Tt_2 - Tt_1)}{\eta_m} \quad (5.30)$$

De modo semelhante à passagem na HPT, a pressão à saída da HPT é obtida deste modo:

$$\frac{Pt_5}{Pt_6} = \left( \frac{Tt_5}{Tt_{6s}} \right)^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}} \quad (5.31)$$

Sendo que:

$$\eta_{LPT} = \frac{Tt_5 - Tt_6}{Tt_5 - Tt_{6s}} \quad (5.32)$$

### 5.3.4 O bocal propulsivo e tração dos caudais

À entrada no bocal quente é feita uma verificação relativamente ao bloqueio do caudal ( $\dot{m}_c$ ), ou seja, quando o quociente entre a pressão do escoamento livre e a pressão imediatamente após à LPT for inferior a 0,52828 (valor correspondente a Mach unitário), o bocal encontra-se bloqueado.

Com o bocal bloqueado, a velocidade do escoamento na estação 7 é Mach 1 e o caudal mássico de gases queimados não aumenta. Caso o bocal não se encontre bloqueado, a velocidade do escoamento em 7 é determinado pela razão entre o valor da pressão do escoamento livre e imediatamente à LPT, sendo, no entanto, sempre inferior a Mach 1.

$$\frac{P_a}{Pt_6} < 0,52828 \quad (5.33)$$

Conhecida a velocidade do escoamento na estação 7, consegue-se obter uma relação entre as temperaturas de estagnação e a temperatura real de acordo com a seguinte expressão (para o caso de Mach 1 na estação 7):

$$\frac{T_7}{Tt_7} = 0,83333 \quad (5.34)$$

Para os casos de Mach diferente de 1,00, a relação entre os dois parâmetros da temperatura é igual, mas para valores distintos.

A relação entre os parâmetros de temperatura e rendimento do bocal propulsivo quente é conseguida tal qual como apresentada abaixo e surge da relação entre a variação de entalpia real e ideal.

$$\eta_{n7} = \frac{Tt_6 - T_7}{Tt_6 - T_{7s}} \quad (5.35)$$

Deste modo, conhecidos todos os parâmetros, a pressão à saída do bocal propulsivo quente é conhecida através da relação entre pressões e temperaturas para um processo isentrópico:

$$\frac{Pt_6}{P_7} = \left( \frac{Tt_6}{T_{7s}} \right)^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}} \quad (5.36)$$

Relativamente à temperatura, esta não apresenta nenhuma variação na passagem do final da HPT até ao final do bocal quente, pois o processo é adiabático, ou seja, não há trocas de calor e por isso  $Tt_7 = Tt_6$ .

A verificação do bloqueio no caudal frio,  $\dot{m}_c$ , também acontece do mesmo modo, mas agora a razão dos valores de pressão é realizada entre o escoamento livre e depois da passagem pelo *fan*. O valor 0,52828 corresponde ao caso de Mach 1 (bloqueio), sendo que para os outros casos a relação é igual, mas o valor do quociente difere:

$$\frac{P_a}{Pt_2} < 0,52828 \quad (5.37)$$

Do mesmo modo que anteriormente, a relação entre as temperaturas na estação 8 é dada do seguinte modo para Mach 1 e para valores distintos de Mach apenas o valor do quociente muda:

$$\frac{T_8}{Tt_8} = 0,83333 \quad (5.38)$$

A relação entre o rendimento e as temperaturas é proveniente da relação das variações de entalpia e também é semelhante:

$$\eta_{n8} = \frac{Tt_2 - T_8}{Tt_2 - T_{8s}} \quad (5.39)$$

A relação politrópica entre temperaturas e pressões para a determinação da pressão na estação 8 também é semelhante, tal como representado de seguida.

A temperatura de estagnação na estação 8 é igual à temperatura de estagnação na estação 2, por não haver trocas de calor com o exterior ( $Tt_8 = Tt_2$ ).

$$\frac{Pt_2}{P_8} = \left(\frac{Tt_2}{T_{8s}}\right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c-1}} \quad (5.40)$$

Relativamente à tração produzida pelos gases queimados, esta está relacionada com o caudal mássico quente, com a velocidade dos gases tanto de entrada no motor como de saída, com a área de secção transversal do bocal propulsivo e ainda pelas pressões do escoamento livre e de saída do bocal:

$$F_h = \dot{m}_h \cdot (C_7 - C_a) + A_7 \cdot (P_7 - P_a) \quad (5.41)$$

O caudal mássico de gases queimados é expresso pela relação da razão de *bypass* e do caudal mássico total de entrada no motor:

$$\dot{m}_h = \frac{\dot{m}}{B + 1} \quad (5.42)$$

Relativamente à área de secção transversal do bocal é calculada do seguinte modo:

$$A_7 = \frac{\dot{m}_h}{\rho_7 \cdot C_7} \quad (5.43)$$

Sendo que a velocidade de gases de escape quentes é determinada de acordo com a formulação da velocidade do som do escoamento, mas neste caso para a saída do bocal quente:

$$C_7 = \sqrt{\gamma_h \cdot R \cdot T_7} \quad (5.44)$$

E para a velocidade do escoamento livre:

$$C_a = \sqrt{\gamma_c \cdot R \cdot T_a} \quad (5.45)$$

A massa volúmica é determinada segundo a equação dos gases perfeitos:

$$\rho_7 = \frac{P_7}{R \cdot T_7} \quad (5.46)$$

A tração proveniente do caudal de gases não queimados é semelhante à anterior:

$$F_c = \dot{m}_c \cdot (C_8 - C_a) + A_8 \cdot (P_8 - P_a) \quad (5.47)$$

Sendo o caudal mássico de gases não queimados dependente na mesma da razão de *bypass* e do caudal mássico inicial que entra no motor, no entanto este é calculado de maneira diferente:

$$\dot{m}_c = \frac{\dot{m} \cdot B}{B + 1} \quad (5.48)$$

A área de secção transversal, as velocidades dos gases de escape e do escoamento livre e ainda da massa volúmica são calculadas do mesmo modo que para a tração de gases queimados:

$$A_8 = \frac{\dot{m}_c}{\rho_8 \cdot C_8} \quad (5.49)$$

$$C_8 = \sqrt{\gamma_c \cdot R \cdot T_8} \quad (5.50)$$

$$\rho_8 = \frac{P_8}{R \cdot T_8} \quad (5.51)$$

### 5.3.5 As variáveis de desempenho

A tração total produzida pelo motor surge da soma da tração provocada pelos caudais mássicos de gases queimados e não queimados:

$$F_{tot} = F_h + F_c \quad (5.52)$$

O consumo específico de tração, surge do quociente entre o caudal mássico de combustível e a tração total produzida pelo motor:

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F_{tot}} \quad (5.53)$$

### 5.3.6 O *afterburner*

Após a saída dos gases de escape da LPT existe a possibilidade de se acionar o *afterburner*. Para o caso em que este está ativo, existe uma ligeira queda de pressão (cerca de 5%) da pressão da LPT, o  $\Delta_{ab}$  [4].

$$Pt_{7ab} = \Delta_{ab} \cdot Pt_7 \quad (5.54)$$

A temperatura do *afterburner*,  $T_{ab}$ , é a temperatura máxima verificada no ciclo. Esta temperatura é muito superior à TIT devido à inexistência de tensões centrífugas criadas pelas pás das turbinas. Por isso, é variada entre os valores indicados na Tabela 5.2. De destacar ainda

que o valor do rendimento do *afterburner*,  $\eta_{ab}$ , foi considerado como 95% [4] para o cálculo das variáveis de desempenho do motor.

Com o acionamento do *afterburner*, existe uma adição de caudal de combustível aos gases que são expelidos da LPT. Deste modo, de acordo com a conservação de massa e energia que se verifica neste componente, a razão de combustível-ar é avaliada de acordo com a relação abaixo apresentada.

$$f_{ab} = \frac{(Cp_h \cdot T_{7ab}) - (Cp_h - Tt_7)}{(\eta_b \cdot Q_{net}) - (Cp_h \cdot T_{7ab})} \quad (5.55)$$

O cálculo das áreas de secção transversal do bocal propulsivo é feito de modo análogo a anteriormente, assim como a verificação do bloqueio deste.

Para a tração total do motor, teve-se em conta a mistura dos caudais de gases provenientes da turbina e do ducto de *bypass*. A sua obtenção é conseguida de acordo com a relação abaixo.

$$F_{tot} = [\dot{m}_c + m_h(1 + f)] \cdot (1 + f_{ab}) \cdot C_9 - (\dot{m}_c + m_h) \cdot C_a \quad (5.56)$$

O caudal mássico de combustível é obtido através da relação de combustível-ar e o caudal mássico de gases provenientes da LPT.

$$\dot{m}_{f\_ab} = f_{ab} \cdot \dot{m}_h \quad (5.57)$$

Finalmente, o cálculo do TSFC para o uso do *afterburner* consegue-se como a expressão abaixo indica.

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f + \dot{m}_{f\_ab}}{F_{tot}} \quad (5.58)$$



# Capítulo 6 - Resultados

## 6.1 O método dos mínimos quadrados

O método dos mínimos quadrados (MMQ) é uma metodologia de otimização matemática que procura encontrar o melhor ajuste entre um determinado conjunto de dados. Tal como o nome indica, o MMQ procura uma solução que minimiza a soma dos quadrados das diferenças entre o valor estimado e o conjunto de dados.

De um modo geral, o MMQ procura aproximar uma função, várias funções ou vários conjuntos de dados por um polinómio a que normalmente se chama generalizado,  $p(x)$ . O MMQ linear divide-se no caso discreto e no caso contínuo.

O caso contínuo caracteriza-se pela função  $f(x)$  ser conhecida pela sua expressão analítica num determinado limite. O caso discreto, tal como é utilizado neste trabalho, ocorre quando a função  $f(x)$  apenas é conhecida num número finito de pontos [32]. Em ambos os casos a formulação para aplicar o MMQ é idêntica, sendo que no caso discreto se apresenta como indicado na Figura 6.1.

$$\begin{bmatrix} \sum_{i=0}^k 1 & \sum_{i=0}^k x_i & \sum_{i=0}^k x_i^2 & \dots & \sum_{i=0}^k x_i^n \\ \sum_{i=0}^k x_i & \sum_{i=0}^k x_i^2 & \sum_{i=0}^k x_i^3 & \dots & \sum_{i=0}^k x_i^{n+1} \\ \sum_{i=0}^k x_i^2 & \sum_{i=0}^k x_i^3 & \sum_{i=0}^k x_i^4 & \dots & \sum_{i=0}^k x_i^{n+2} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \sum_{i=0}^k x_i^n & \sum_{i=0}^k x_i^{n+1} & \sum_{i=0}^k x_i^{n+2} & \dots & \sum_{i=0}^k x_i^{2n} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ a_2 \\ \vdots \\ a_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{i=0}^k f(x_i) \\ \sum_{i=0}^k f(x_i)x_i \\ \sum_{i=0}^k f(x_i)x_i^2 \\ \vdots \\ \sum_{i=0}^k f(x_i)x_i^n \end{bmatrix}$$

Figura 6.1 - Operação matricial do MMQ linear para o caso discreto [32].

A obtenção do polinómio generalizado, tal como se apresenta abaixo, consegue-se através da resolução da equação matricial acima apresentada, sendo que esta resulta na obtenção dos valores dos coeficientes  $\{a_0, a_1 \dots a_n\}$ .

$$p(x) = a_0 + a_1 \cdot x + a_2 \cdot x^2 + \dots + a_n \cdot x^n \quad (5.59)$$

## 6.2 A influência da altitude de voo

Para se proceder ao estudo da influência da altitude de voo no desempenho do motor fixou-se a razão global de pressões e a velocidade de voo. Os valores escolhidos para essas variáveis foram os seguintes:

- Razão de global de pressões máxima: 26:1;
- Velocidade de voo Mach: 1,2.

A Figura 6.2 mostra a variação da tração total do motor em função da altitude de voo para várias temperaturas de entrada na turbina para o caso acima referido.

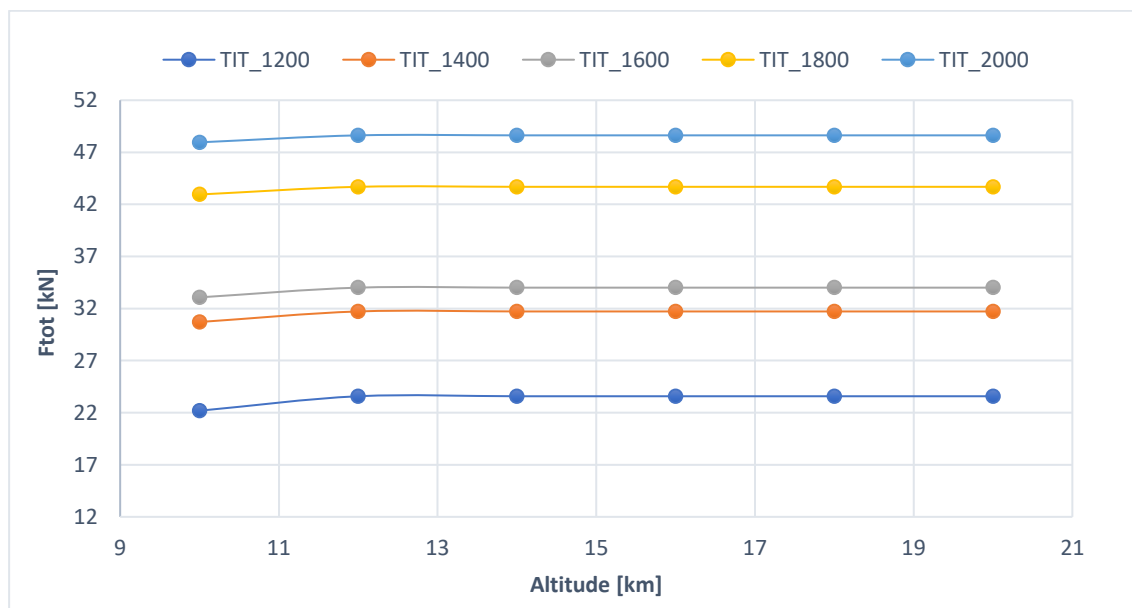


Figura 6.2 -Influência da altitude de voo na tração do motor para várias TIT.

Tal como se pode observar, é verificado um ligeiro acréscimo de tração do motor com o aumento de altitude para os diferentes casos analisados, no entanto também se verifica que existe uma estagnação dessa mesma tração dos 12 km aos 20 km de altitude.

De facto, a subcamada tropopausa apresenta características peculiares segundo o modelo da atmosfera padrão (ISA) da ISO. Segundo este modelo, a temperatura decresce de 223,15 K aos 10 km de altitude para 216,15 K aos 11 km de altitude, mantendo-se constante neste valor até aos 20 km de altitude. Por outro lado, a pressão apresenta uma diminuição progressiva com o aumento de altitude, verificando um decréscimo de 74% do valor inicial aos 10 km e 95% aos 20 km de altitude. Deste modo, verifica-se uma queda percentual da pressão mais abrupta nos quilómetros iniciais que nos restantes. Dito isto, a combinação destes dois fatores levam a uma alteração pouco significativa da tração total do motor para estas altitudes mais elevadas.

A Figura 6.3 apresenta a variação do TSFC com a altitude de voo para as mesmas condições acima referidas. Tal como se verifica, existe um ligeiro decréscimo seguido de uma estagnação

para os casos de TIT de 1200 K e 1600 K. Para os restantes casos (TIT de 1400 K, 1800 K e 2000 K) é verificada uma estagnação do TSFC com o aumento da altitude.

Tal como no caso da tração total do motor acima apresentado, o TSFC não apresenta alterações significativas com o aumento de altitude. Tendo o TSFC uma relação inversa com a tração total do motor e direta com o caudal mássico de combustível, como o primeiro praticamente não varia e o segundo varia pouco, é expectável que o TSFC seja pouco influenciado pela altitude para os casos estudados.

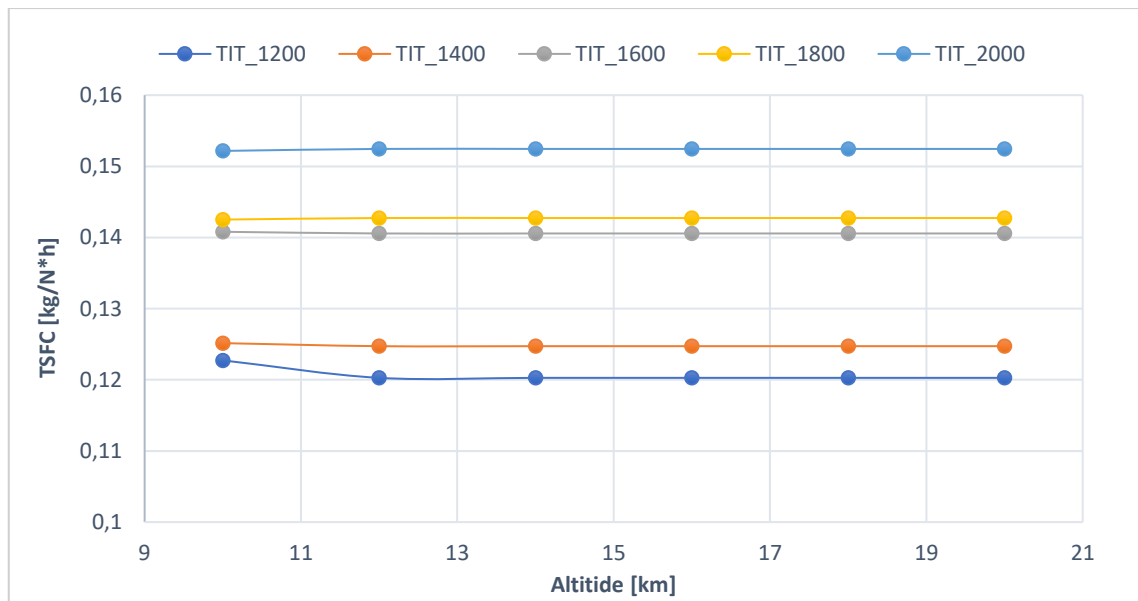


Figura 6.3 - Influência da altitude de voo no TSFC do motor para várias TIT.

### 6.3 A influência da velocidade de voo

A influência da velocidade de voo no desempenho de motor é estudada, de modo análogo a anteriormente, com a fixação de duas variáveis de entrada. Portanto, fixou-se a altitude de voo e a razão global de pressão do motor nos seguintes valores:

- Altitude de voo: 10 km;
- Razão global de pressões máxima: 26:1.

Relativamente à Figura 6.4, esta mostra a influência que o aumento da velocidade de voo e a temperatura de entrada na turbina têm na tração total do motor.

A tendência observada é a mesma para todos os casos. Tanto para os casos de TIT de 1200 K a 2000 K verifica-se que o aumento da velocidade de voo, tal como seria de esperar, traduz-se numa diminuição praticamente linear do valor da tração total do motor. Este facto deve-se à relação que a velocidade do escoamento livre tem na tração total do motor. Quando maior esta for (para maiores números de Mach) menor será o valor da tração total produzida pelo motor, tal como indicado pelas equações (5.41) e (5.47).

De destacar ainda a existência de um ponto (omitido no gráfico) em que se verifica incompatibilidade de parâmetros, ou seja, para temperaturas de entrada na turbina de 1200 K, o motor não consegue produzir tração suficiente (de forma significativa) para que a aeronave voe com velocidade de Mach 2,0.

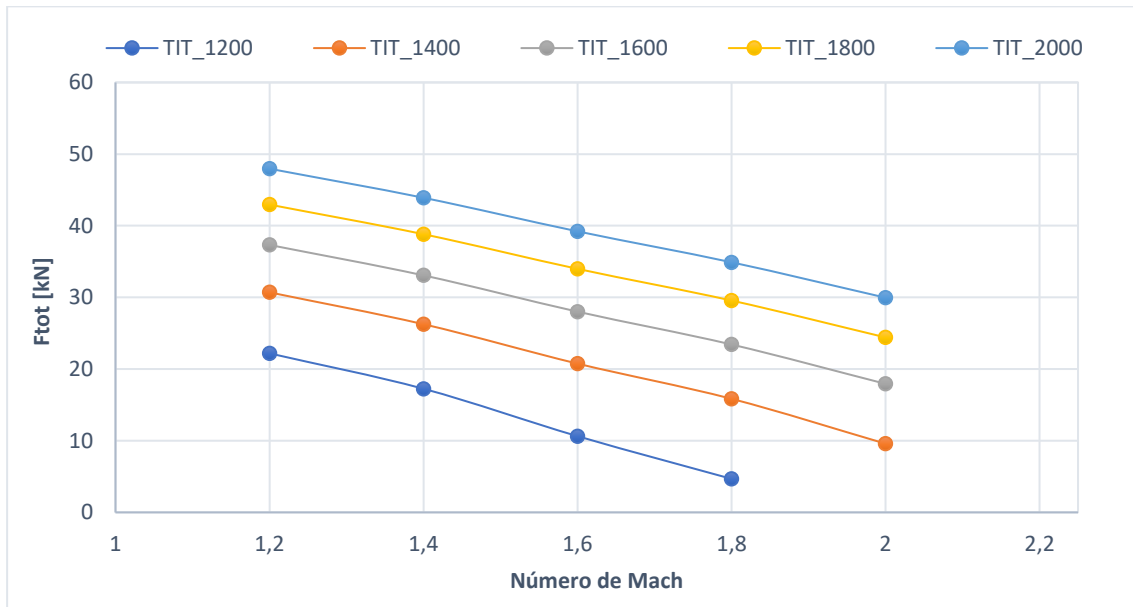


Figura 6.4 - Influência da velocidade de voo na tração do motor para várias TIT.

A Figura 6.5 apresenta a variação do TSFC para várias velocidades de voo e temperaturas de entrada na turbina, para as condições acima apresentadas.

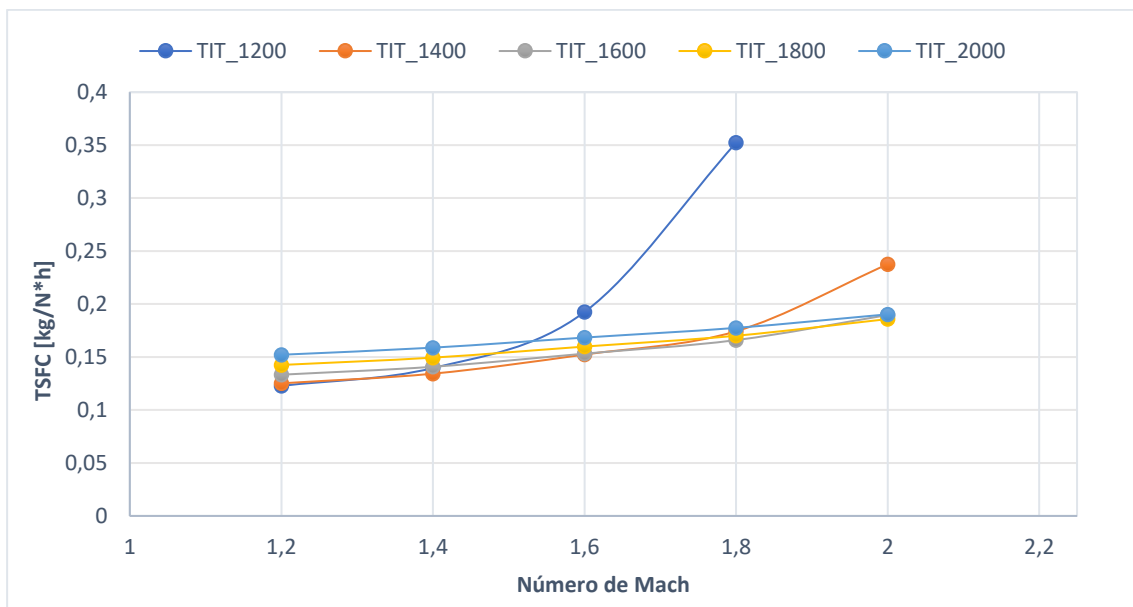


Figura 6.5 - Influência da velocidade de voo no TSFC para vários valores de TIT.

Contrariamente ao caso da tração total do motor supra apresentada, o TSFC apresenta uma tendência crescente com o aumento da velocidade de voo para todos os casos de forma praticamente semelhante.

Apesar de existir uma ligeira diminuição do caudal de combustível com o aumento do número de Mach, a produção de tração do motor diminui de forma muito mais significativa com o aumento deste. Assim, tendo em conta a relação destes parâmetros com o TSFC é expectável que este apresente um comportamento crescente.

O caso particular de TIT de 1200 K apresenta valores de caudal de combustível normais, mas os valores de tração total do motor são muito inferiores (principalmente a elevados números de Mach) e daí o seu comportamento ser mais abrupto. Essa tendência também é observada de forma mais suave para o caso de TIT de 1400 K em Mach 2,0. O ponto omitido no gráfico corresponde a incompatibilidade de tração do motor.

## 6.4 A influência da razão de pressões

Para a análise da influência da razão de pressões global do motor, manteve-se a altitude de voo fixa, assim como a velocidade de voo. Os valores escolhidos foram, respetivamente, os seguintes:

- Altitude de voo: 10 km;
- Velocidade de voo: Mach 1,2.

A Figura 6.6 apresenta a variação do valor de tração total do motor em função da razão global de pressões do motor para várias temperaturas de entrada na turbina.

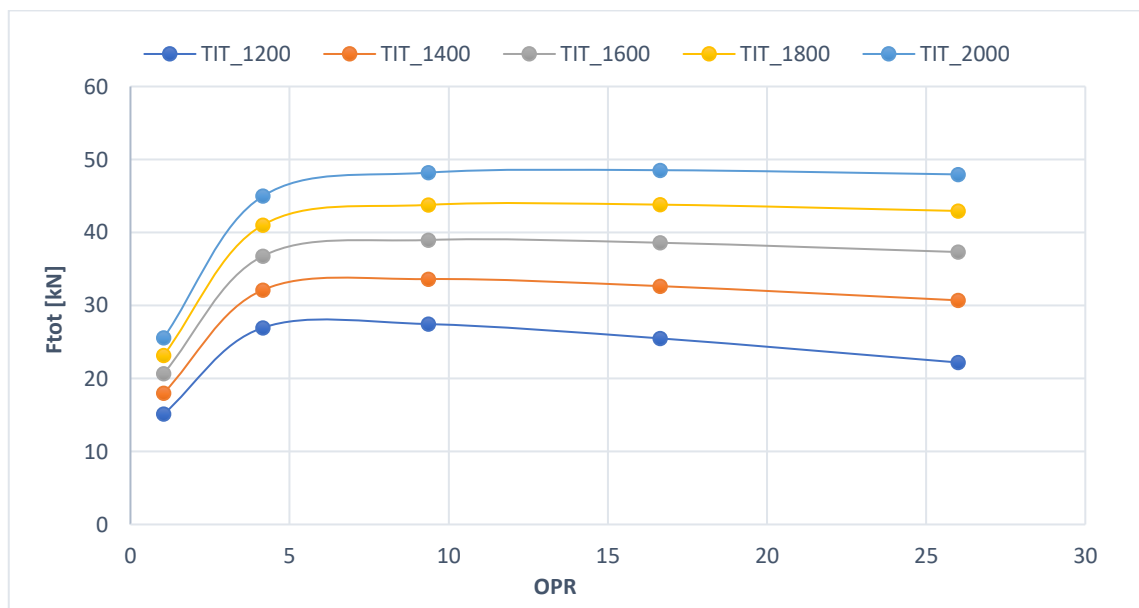


Figura 6.6 - Influência do OPR do motor na sua tração para várias TIT.

Tal como se verifica, para as velocidade e altitude de voo escolhidas e para as várias temperaturas de entrada na turbina, a tendência é muito parecida para todos os casos. É observada uma tendência crescente do valor da tração à medida que se aumenta o OPR, atingindo um máximo (aproximadamente em OPR igual a 6:1) e estagnando ou diminuindo a partir desse valor. Verifica-se que quanto menor for a TIT, mais acentuado é esse decréscimo. Para os casos de TIT de 1800 K e 2000 K é verificada a estagnação da tração.

A Figura 6.7 apresenta a variação do TSFC para várias razões globais de pressão do motor e para várias temperaturas de entrada na turbina para o caso acima referido.

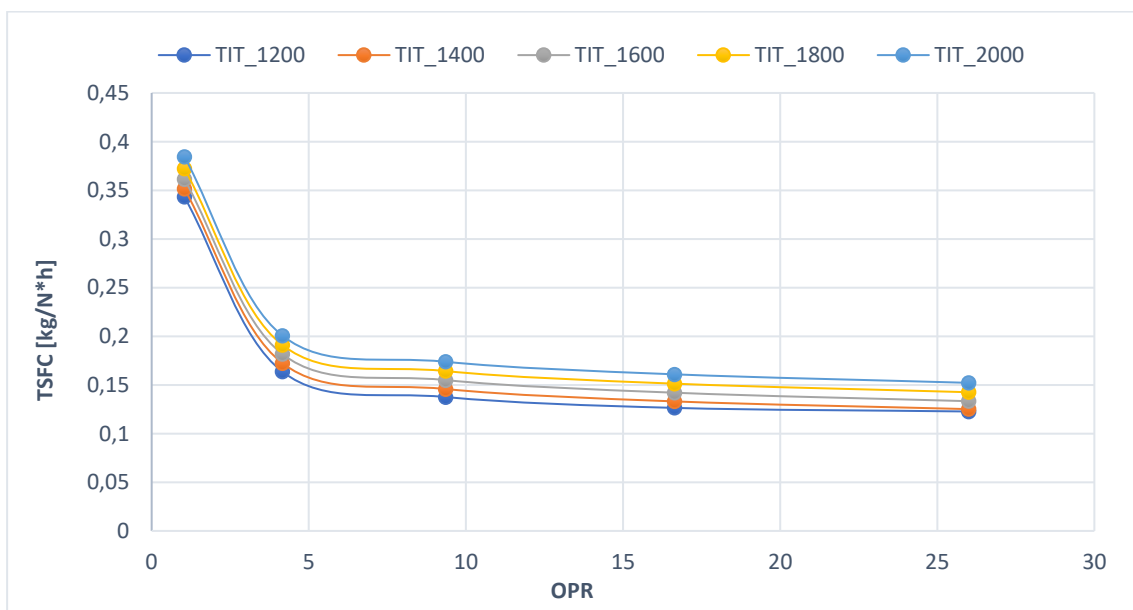


Figura 6.7 - Influência do OPR do motor no seu TSFC para várias TIT.

Assim como no caso da tração total do motor acima apresentado, o comportamento é praticamente idêntico para todos os casos estudados. É verificado um decréscimo repentino do TSFC até que o OPR atinja o valor de aproximadamente 6:1, seguindo-se depois um decréscimo mais suave com o aumento do OPR até 26:1.

## 6.5 A influência da temperatura de entrada na turbina

A influência da temperatura de entrada na turbina, apesar de ser apresentado agora isoladamente, era possível ter sido levada em conta anteriormente na influência dos outros parâmetros acima estudados.

No entanto, para o caso único da influência deste parâmetro foram fixadas a velocidade e a altitude de voo, assim como a razão global de pressões nos valores seguintes:

- Velocidade de voo: Mach 1,2;
- Altitude de voo: 10 km;
- Razão de global de pressões máxima: 26:1.

Apesar de existirem muitos outros casos neste trabalho onde a TIT varia, esta é estudada para um caso específico nas Figura 6.8 e Figura 6.9. A Figura 6.8 apresenta a variação da tração total do motor em função do aumento da temperatura de entrada na turbina.

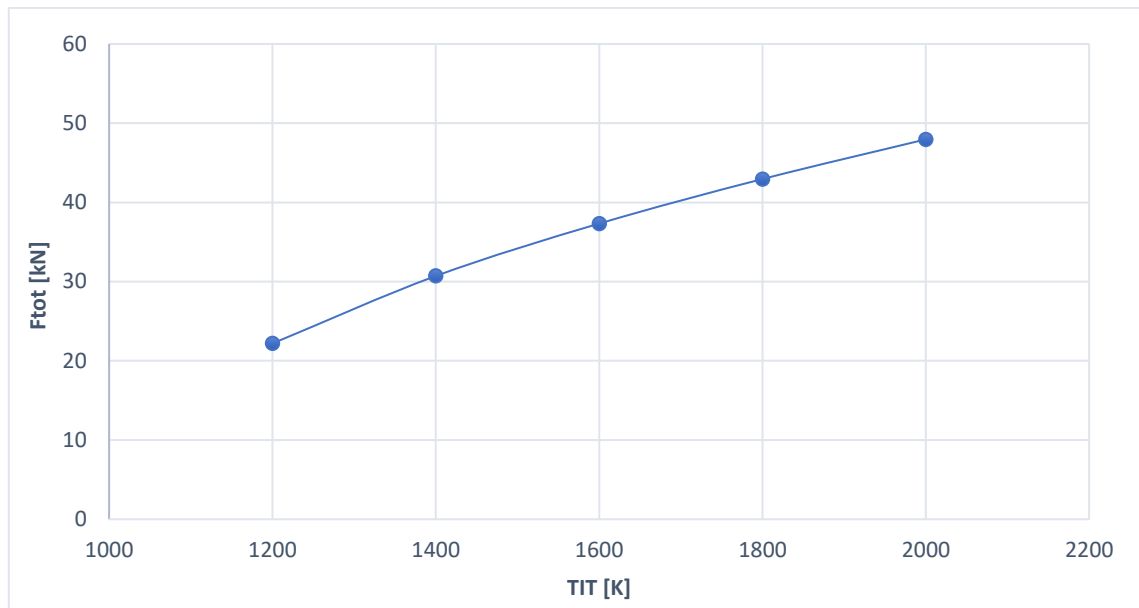


Figura 6.8 - Influência da TIT na tração do motor.

Tal como se pode verificar, a tração total do motor aumenta progressivamente com o aumento da temperatura de entrada na turbina. Relativamente aos outros casos, tanto na influência da altitude de voo, como na razão global de pressões ou ainda na velocidade de voo, todos eles revelam que um aumento da temperatura de entrada na turbina leva a um aumento do valor total da tração produzida pelo motor.

A Figura 6.9 mostra a alteração do TSFC em função dos vários valores de temperatura de entrada na turbina.

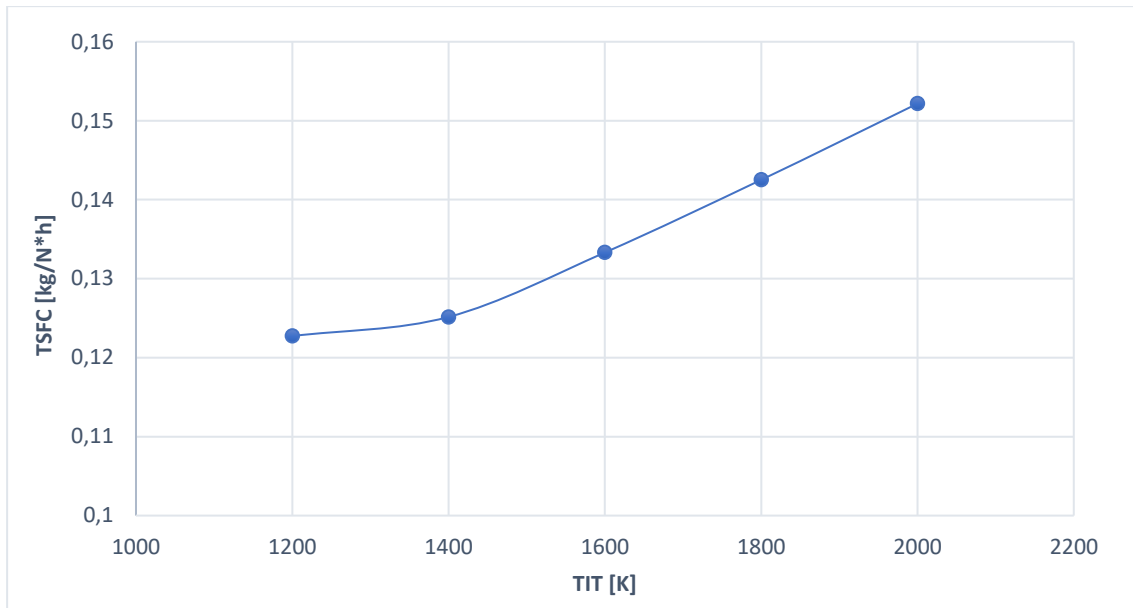


Figura 6.9 - Influência da TIT no TSFC do motor.

A variação do TSFC para as várias TIT não apresenta um comportamento tão simples como o caso da tração total do motor. Tal como a figura acima mostra, o TSFC cresce de forma mais suave com o aumento de TIT apenas até um determinado valor (aproximadamente de TIT igual a 1400 K), sendo que a parti daí cresce de forma praticamente linear com o aumento de TIT.

Relativamente ao desempenho do TSFC nos casos onde se estuda a influência dos outros parâmetros, é possível ter uma ideia do seu comportamento, no entanto este não apresenta o mesmo comportamento para todos os casos. A altitude e velocidade de voo da aeronave, para as condições estudadas, revelam aumentos do TSFC à medida que a TIT aumenta. Contudo, o aumento do OPR, em termos gerais, leva a uma diminuição do valor de TSFC.

## 6.6 A influência do *afterburner*

A influência que o acionamento do *afterburner* produz na tração, apesar de ser adaptado para todos os casos, é estudado para um caso único fixando os parâmetros altitude de voo, velocidade de voo e razão global de pressões do motor nos seguintes valores:

- Velocidade de voo: Mach 1,8;
- Altitude de voo: 10 km;
- Razão de global de pressões máxima: 26:1.

Além de variada a temperatura de entrada na turbina entre os valores de 1200 K e 2000 K, a temperatura do *afterburner* foi também introduzida como parâmetro de análise, de modo a perceber o seu comportamento nos parâmetros de desempenho do motor.

A Figura 6.10 apresenta a influência da temperatura de entrada na turbina e da temperatura do *afterburner* na tração total do motor (com e sem o acionamento do *afterburner*) para as mesmas condições de voo.

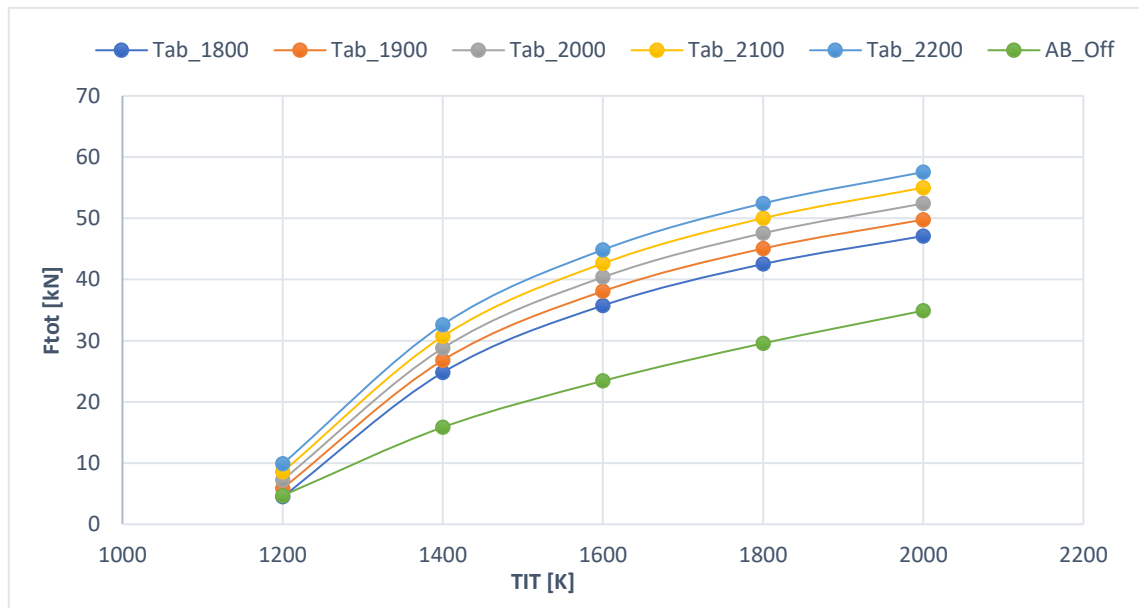


Figura 6.10 - Influência da temperatura do *afterburner* na tração do motor para várias TIT.

Como se observa na figura anterior, o acionamento do *afterburner*, tal como seria expectável, provoca um acréscimo significativo de tração para todos os casos. À medida que se aumenta a TIT, é verificado, em termos gerais, um aumento progressivo da tração total do motor. A temperatura a que ocorre o acionamento do *afterburner* influencia a tração na medida que quanto maior esta for, maior será o valor de tração produzido pelo motor.

É apresentado, também, de modo meramente comparativo, o caso em que não é acionado o *afterburner*. Confirma-se uma produção de tração do motor menor comparativamente aos restantes casos e um crescimento de tração à medida que se aumenta a TIT.

Com vista a entender o efeito do acionamento do *afterburner*, calcularam-se as diferenças de tração total do motor para ambos os casos. O incremento desta comparativamente ao caso em que o *afterburner* não é acionado apresenta-se na Tabela 6.1. Nesta são apresentados os incrementos médios parciais para todos os casos estudados de TIT, assim como o incremento médio geral. Verifica-se que a influência deste parâmetro na tração do motor é significativo, conseguindo um incremento médio geral de aproximadamente 64%.

Tabela 6.1 - Incrementos total e parciais de tração com uso de *afterburner* para várias TIT.

TIT	1200 K	1400 K	1600 K	1800 K	2000 K
Média da tração com <i>afterburner</i> acionado [N]	7195	28737	40335	47516	52365
Tração com <i>afterburner</i> inativo [N]	4681	15849	23429	29564	34900
Incremento %	53,7	81,3	72,2	60,7	50,0
Incremento geral %	63,6				

A Figura 6.11 apresenta a influência que a TIT e a temperatura do *afterburner* têm no TSFC do motor. Para o caso em que o *afterburner* está acionado, os valores de TIT de 1200 K são omitidos na Figura 6.11 por motivos de distorção gráfica, no entanto estes apresentam-se na Tabela 6.2.

Tal como se observa, o acionamento do *afterburner* traduz-se num aumento moderado do TSFC comparativamente ao caso em que este não está acionado. O comportamento deste parâmetro no TSFC revela-se praticamente uniforme com o aumento da temperatura do *afterburner*. Verifica-se que, para todos os casos, à medida que a TIT aumenta, existe um decréscimo abrupto do TSFC de 1200 K para 1400 K (ver valores da Tabela 6.2) e posteriormente um decréscimo gradual até 2000 K. Verifica-se também que o aumento da temperatura do *afterburner* leva, inicialmente, a menores valores de TSFC comparativamente aos casos com temperaturas de *afterburner* menores, invertendo essa tendência a partir de TIT aproximadamente igual a 1500 K.

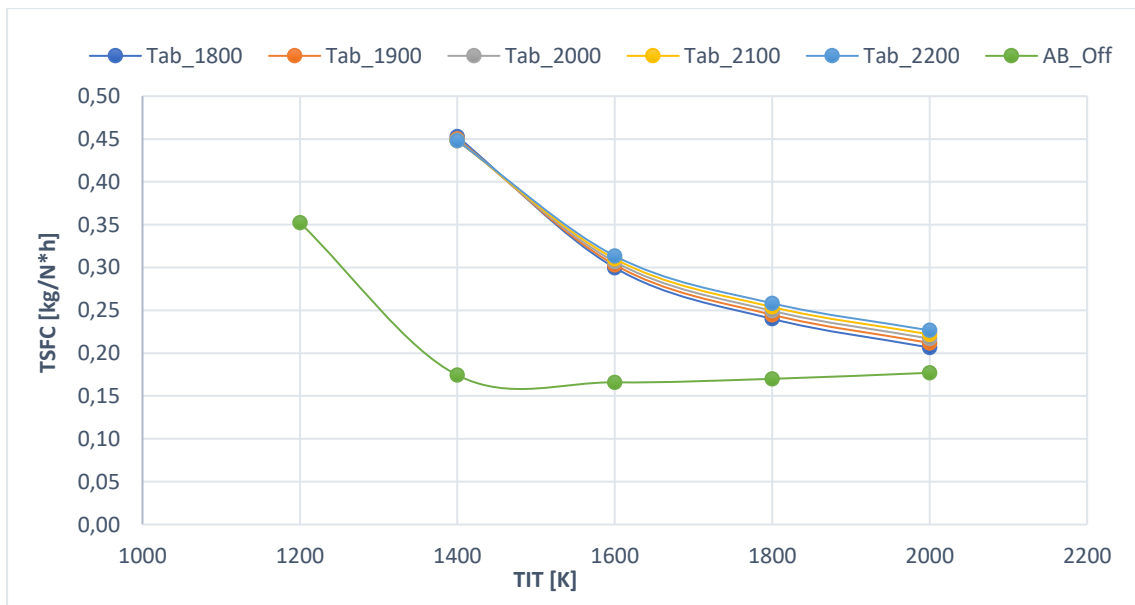


Figura 6.11 - Influência da temperatura do *afterburner* no TSFC do motor para várias TIT.

Tabela 6.2 - Valores do TSFC para a TIT de 1200 K da Figura 6.11.

$T_{ab}$ [K]	1800	1900	2000	2100	2000
TSFC [kg/N·h]	2,629	2,151	1,863	1,671	1,535

Como dito anteriormente, o TSFC é inversamente proporcional à tração total do motor e diretamente proporcional aos caudais mássicos de combustível. De facto, o que se verifica nestes casos é que o caudal mássico de combustível que é injetado na câmara de combustão aumenta com a TIT, no entanto o mesmo não é verificado no *afterburner*. No *afterburner* é confirmado um acréscimo do caudal mássico de combustível com o aumento da temperatura do *afterburner* e um decréscimo desse mesmo caudal com o aumento da TIT.

Dito isto, e tendo em conta a tendência crescente da tração total do motor, é expectável que o TSFC apresente um comportamento decrescente. De realçar ainda o facto que a diferença considerável dos valores de TSFC, para todos os casos, quando a TIT é 1200 K é motivada pela relação que os caudais mássicos de combustível, tanto na câmara de combustão como no *afterburner*, e que a tração total do motor têm no TSFC, ou seja, existe um acréscimo do caudal mássico de combustível total debitado no motor, mas a produção de tração não se revela significativa.

O caso em que não é acionado o *afterburner* revela, portanto, menores valores de TSFC comparativamente aos restantes casos. Para menores valores de TIT o TSFC revela-se decrescente (1200 K a 1400 K), revelando uma inflexão e tendência crescente com o aumento desta.

Do mesmo modo que anteriormente, foram também calculados os incrementos médios parciais e o incremento médio total do TSFC, de modo a entender a influência quantitativa que o acionamento do *afterburner* produzia neste parâmetro, os quais se apresentam na Tabela 6.3. Considerando todas as temperaturas de entrada na turbina, o incremento médio geral no TSFC é de aproximadamente 154%. Porém, se o caso em que a TIT é de 1200 K for ignorado, então o incremento médio do TSFC é de somente cerca de 78 %.

Tabela 6.3 - Incrementos total e parciais de TSFC com uso de *afterburner* para várias TIT.

TIT	1200 K	1400 K	1600 K	1800 K	2000 K
Média do TSFC com <i>afterburner</i> acionado [N]	1,9699	0,4494	0,3066	0,2492	0,2168
TSFC com <i>afterburner</i> inativo [N]	0,3522	0,1743	0,1659	0,1700	0,1770
Incremento %	459,2	157,9	84,7	46,6	22,4
Incremento geral %	154,2				

## 6.7 Curva de funcionamento do motor

A curva de funcionamento do motor foi possível de acordo com o total de 750 valores obtidos de consumo específico de tração e de tração total do motor. Para tal, aplicou-se o método dos mínimos quadrados a estes dois parâmetros e, através dos coeficientes dos polinômios, traçou-se a curva de funcionamento do motor.

A Figura 6.12, apresentada de seguida, revela a curva do consumo específico de tração em função da tração total do motor e os pontos que permitiram traçar essa curva.

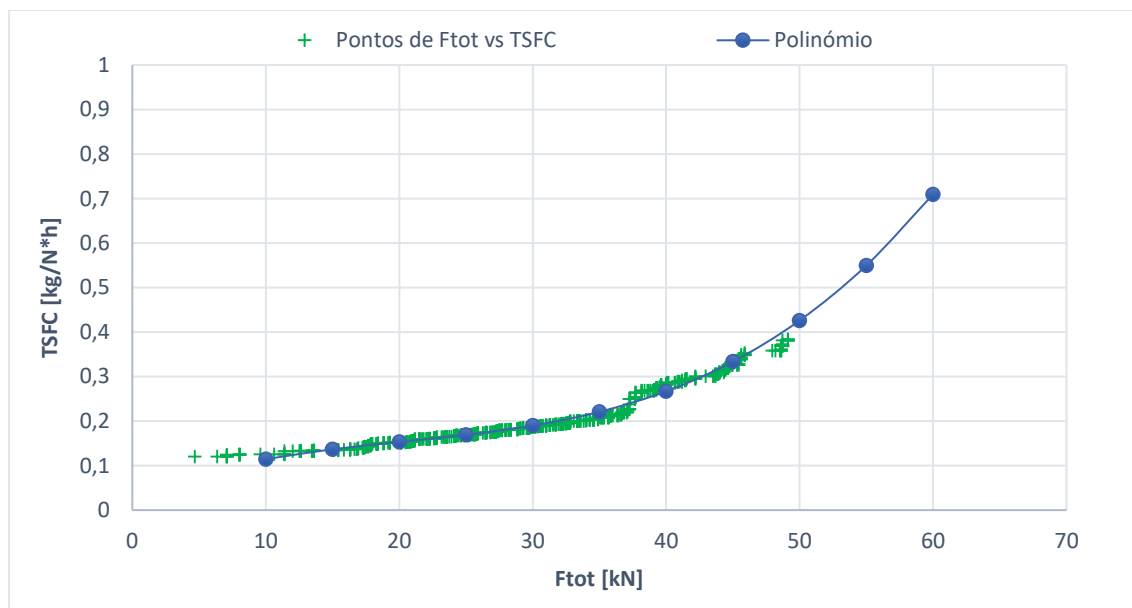


Figura 6.12 - Curva dos valores de tração do motor em função do TSFC.

Relativamente à análise da curva de desempenho do motor, verifica-se que esta apresenta um comportamento crescente com o aumento dos parâmetros TSFC e Ftot. De modo mais específico, constata-se que, para menores valores de TSFC e Ftot, o crescimento da curva tende mais para a tração total do motor, ou seja, para menores valores menores de Ftot, o TSFC não cresce de forma tão significativa. No entanto, à medida que os valores das duas variáveis de desempenho aumentam (a partir de aproximadamente 35 kN), verifica-se, então, um crescimento mais uniforme de ambas. O prolongamento da curva para além dos pontos é também apresentado de modo a perceber o comportamento desta para valores mais elevados de TSFC e Ftot.

A Tabela 6.4 apresenta os valores dos coeficientes do polinômio obtido através do método dos mínimos quadrados por ordem crescente de grau.

Tabela 6.4 - Coeficientes do polinómio e seus valores.

Coeficiente	Valor
a0	$3,1884990784654 \cdot 10^{-2}$
a1	$1,1849870469 \cdot 10^{-5}$
a2	$-4,29278 \cdot 10^{-10}$
a3	$7 \cdot 10^{-15}$

A Tabela 6.5 mostra os valores de tração total do motor e de TSFC segundo o polinómio de terceiro grau obtido recorrendo ao método dos mínimos quadrados, enquanto que os valores do consumo específico de tração e de tração total do motor para os pontos apresentados na Figura 6.12 apresentam-se no anexo I.

Tabela 6.5 - Valores de tração do motor e respetivo TSFC de acordo com o polinómio.

Ftot [kN]	TSFC [kg/N·s]
0	0,0287
5000	0,0799
10000	0,1140
15000	0,1363
20000	0,1519
25000	0,1663
30000	0,1846
35000	0,2120
40000	0,2538
45000	0,3153
50000	0,4018
55000	0,5184
60000	0,6704
65000	0,8631
70000	1,1017



# Capítulo 7 - Conclusões e trabalhos futuros

## 7.1 Conclusões

Esta dissertação focou-se, essencialmente, no estudo da influência de certos parâmetros no desempenho de um motor supersónico de baixa razão de *bypass*, o Eurojet EJ200. Verificou-se a influência que a altitude de voo, a velocidade de voo, a temperatura de entrada na turbina, o acionamento do *afterburner* e ainda a razão global de pressões do motor têm na tração total deste e no TSFC.

As condições de estudo foram velocidades supersónicas (de Mach 1,2 a Mach 2,0) e altitudes de 10 km a 20 km. Para os casos em que o *afterburner* não está ativo, este trabalho permitiu retirar as seguintes conclusões:

- Para os casos estudados, tanto para a tração total do motor como para o consumo específico de tração, a altitude de voo revela ter influência muito diminuta nestes parâmetros;
- A velocidade de voo, por outro lado, revela-se um fator muito importante na tração total do motor e no TSFC. Com o aumento desta, a tração do motor diminui substancialmente e o TSFC aumenta moderadamente;
- A razão global de pressões do motor revela-se, também, um parâmetro importante. A tração do motor, para estas condições e para praticamente todos os casos estudados, revela um comportamento crescente com o aumento do OPR, mas não sofre grande alteração com esse aumento a partir de aproximadamente 6:1. O TSFC para valores mais baixos de OPR e com o aumento deste apresenta uma diminuição considerável, no entanto, apesar de diminuir a partir do valor de OPR 6:1, essa diminuição é pouco significativa. Estes factos sugerem que não existe grande motivo do motor, para estas condições, operar com valores de OPR superiores a 6:1;
- A temperatura de entrada na turbina revela-se crucial no desempenho do motor. É verificado que quanto maior esta for, maior será a tração produzida pelo motor. De modo semelhante, em casos que se estudaram outros parâmetros usando diferentes TIT, o maior valor desta verifica sempre a maior produção de tração, sugerindo que um aumento da TIT é sempre benéfico. O TSFC revela que o aumento da TIT tem um crescimento mais suave para valores de TIT mais baixos, mas posteriormente aumenta de forma significativa (de forma praticamente linear) com o aumento da TIT. Tal como para a tração do motor, no estudo de outros parâmetros com a TIT a variar, o TSFC é sempre superior para valores de TIT mais elevados;

Para o caso em que existe acionamento do *afterburner*, apesar de poder ser adaptado para todas as condições acima mencionadas, optou-se por analisá-lo para um caso isolado (velocidade de voo Mach 1,8; altitude 10 km e OPR de 26:1). Foram retiradas as seguintes conclusões:

- Como seria expectável, com o acionamento do *afterburner* são revelados acréscimos de tração, porém a um custo de maiores consumos de combustível. A tração total do motor revela um acréscimo significativo com o aumento da TIT, assim como com o aumento da temperatura do *afterburner* (aproximadamente 64% em termos médios);
- O TSFC, apesar de aumentar consideravelmente com o acionamento do *afterburner* comparativamente ao não acionamento deste (aproximadamente 154% em termos médios), apresenta uma tendência decrescente com o aumento da TIT e não revela grandes diferenças com o aumento da temperatura a que é ativo o *afterburner*;
- Tendo em conta os grandes valores de TSFC e baixos valores de tração total do motor para baixas TIT, conclui-se que não é rentável o acionamento do *afterburner* para estas condições, ou seja, os ganhos de tração com o acionamento do *afterburner* não são suficientes para se justificar o acionamento deste. Por outro lado, para maiores valores de TIT o acréscimo de tração é mais significativo e o TSFC decresce e aproxima-se dos valores em que o *afterburner* não é acionado. Assim sendo, verifica-se que, caso haja necessidade de um acréscimo de tração, esta verifica uma maior eficácia.

## 7.2 Trabalhos futuros

Sendo este trabalho desenvolvido tendo em conta o motor Eurojet EJ200 para condições de altas velocidades (supersónicas) e altas altitudes, seria interessante realizar mais estudos sobre a influência de determinados parâmetros no desempenho deste motor para condições de baixas e médias altitudes, assim como velocidades subsónicas e transónicas. Contudo, apesar da razão de *bypass* ter sido mantida constante neste trabalho, também seria útil verificar a alteração deste parâmetro para as várias condições de voo. Outro aspeto de útil verificação em trabalhos futuros seria a avaliação da influência da razão global de pressões para o caso do acionamento do *afterburner*.

Por outro lado, apesar de não existirem dados comparativos do fabricante acerca motor do Eurojet EJ200, seria também interessante realizar estudos sobre motores supersónicos turbofan com baixas razões de *bypass* semelhantes ao estudado, de modo a, não só verificar a veracidade dos resultados, como também obter um estudo comparativo de motores desta classe.

Outro ponto de vista para desenvolver este trabalho seria também interessante, ou seja, realizar um trabalho semelhante, mas com uma metodologia de cálculo diferente (por exemplo, com algoritmos genéricos) ou com formulações de cálculo distintas.

# Referências Bibliográficas

- [1] Pintão, M. M. A., «As potencialidades do sector aeronáutico e o seu contributo para o desenvolvimento local», (Dissertação de Mestrado) Universidade de Lisboa, 2010.
- [2] Lineberger, R. S., e Hussain, A., «On a solid profitable growth path - 2018 Global aerospace and defense industry outlook», (*Relatório Técnico*) - Deloitte, 2018.
- [3] Quaresma, P. M. R., «Efeito da Composição do Combustível no Desempenho de uma Câmara de Combustão com Baixas Emissões de NOx para Aplicação a Turbinas a Gás», (Dissertação de Mestrado) Instituto Superior Técnico, Lisboa Junho de, 2010.
- [4] El-Sayed, A., *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines* - CRC Press - Taylor and Francis Group, Segunda Edição, 2017.
- [5] The Technical Publications Department - Rolls-Royce, *The Jet Engine*, Derby - Inglaterra, Quinta Edição: 1996.
- [6] Sanghi, V., Lakshmanan, B. K., e Sundararajan, V., «Digital Simulator for Steady-State Performance Prediction of Military Turbofan Engine», *Journal of Propulsion and Power*, vol. 14, 1998, pp. 74-81.
- [7] David Hilton, «The Eurojet EJ200», *Air and Space Europe*, vol. 1, 1999, pp. 51-53.
- [8] Lane, R. J., e Behenna, J., «EJ200 - The Engine for the New European Fighter Aircraft», *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, vol. 113, 1991, pp. 25-32.
- [9] Bugata, P., «Review of Design of High-Pressure Turbine», *KONES Powertrain and Transport*, vol. 24, No. 1, 2017.
- [10] Tarifa, C. S., e Diaz, E. M., «Study on the Otimization of Jet Engines for Combat Aircrafts», *8th International Symposium on Air Breathing Engines. Proceeding. Cincinnati, USA*, 1987, pp. 1-11.
- [11] Sanghi, V., Kumar, K., Sundararajan, V., e Sane, S., «Engine-Airframe Integration During Conceptual Design for Military Applications», *AIAA Journal of Aircraft*, vol. 35, No. 3, 1998, pp. 380-386.
- [12] Chapman, J. W., Lavelle, T. M., e Litt, J. S., «Practical Techniques for Modeling Gas Turbine Engine Performance», *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2016, pp. 1-20.
- [13] Tai, V. C., See, P. C., e Mares, C., «Optimisation of energy and exergy of turbofan engines using genetic algorithms», *International Journal of Sustainable Aviation (IJSA)*, vol. 1, 2014, pp. 25-39.

- [14] Moran, M. J., e Shapiro, H. N., «Chapter 7: Exergy Analysis», *Fundamentals of Engineering Thermodynamics*, John Wiley & Sons, Quinta Edição, 2006, pp. 272-324.
- [15] Turan, O., «Exergetic effects of some design parameters on the small turbojet engine for unmanned air vehicle applications», *Energy*, vol. 46, No. 1, 2012, pp. 51-61.
- [16] Ackerman, S., e Knox, J., «Chapter 1 - Introduction to the Atmosphere», *Meteorology - Understanding the Atmosphere*, Jones and Bartlett Learning, Quarta Edição, 2015, pp. 11-23.
- [17] International Space Organization (ISO), «International Standard Atmosphere (ISA) 2533\_1975», 2004, pp. 1-5.
- [18] National Aeronautics and Space Administration (NASA) - Edited by Nancy Hall, «Normal Shock Wave» Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/normal.html>. [Accessed: 28-Jun-2018].
- [19] Zucker, R. D., e Bilblarz, O., «Standing Normal Shocks and Moving and Oblique Shocks», *Fundamentals of Gas Dynamics*, I. JOHN WILEY & SONS, Segunda Edição, 2002, pp. 147-205.
- [20] National Aeronautics and Space Administration (NASA) - Edited by Nancy Hall, «Oblique Shock Waves» Available: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/oblique.html>. [Accessed: 28-Jun-2018].
- [21] Storm, R., Skor, M., Koch, L. D., Benson, T., e Galica, C., «Pushing the Envelop: A NASA Guide to Engines», *National Aeronautics and Space Administration (A guide for Educators and Students)*, vol. 1, 2015.
- [22] National Aeronautics and Space Administration (NASA) - Edited by Dr. Robert J. Shaw, «Engines» Available: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/UEET/StudentSite/engines.html>. [Accessed: 18-Jun-2018].
- [23] National Aeronautics and Space Administration (NASA) - Edited by Nancy Hall, «Power Turbine» Available: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/UEET/StudentSite/engines.html>. [Accessed: 18-Jun-2018].
- [24] Fletcher, P., e Walsh, P., «Chapter 5: Gas Turbine Engine Components», *Gas Turbine Performance*, Blackwell Science, Segunda Edição, 2004, pp. 159-290.
- [25] EUROJET Turbo GmbH (EUROJET), «The EJ200 Project».
- [26] MTU Aero Engines AG, «EJ200 turbofan engine - The Innovative Power», Munique (Alemanha), 2017.
- [27] Eurofighter Thyphoon, «Tecnical Guide - Effective Proven Thrusted», 2013, pp. 2-39.

- [28] Eurofighter Thyphoon, «The Aircraft», 2018, Available: <https://www.eurofighter.com/the-aircraft>.
- [29] «MATLAB - MathWorks & Simulink» Available: <https://nl.mathworks.com/products/matlab.html>.
- [30] Saravanamuttoo, H., Rogers, G., Cohen, H., Straznicky, P., e Nix, A., «*Gas Turbine Theory*», Pearson Education, Sétima Edição, 2017.
- [31] Bissinger, N. C., e Jost, M., «Thrust Vectoring for Advanced Fighter Aircraft - High Angle of Attack Intake Investigations», *Presented at RTO A VT Symposium on "Active Control Technology for Enhanced Performance Operational Capabilities of Military Aircraft, Land Vehicles and Sea Vehicles*, 2000.
- [32] Universidade da Beira Interior - Departamento de Matemática (José Duque), «*Sebenta de Matemática Computacional*», 2013.

# Anexos

- I. Valores de TSFC e tração total do motor da curva de funcionamento do motor

## Anexo I - Valores de TSFC e Ftot da curva de funcionamento do motor

Ftot	TSFC	Ftot	TSFC	Ftot	TSFC	Ftot	TSFC	Ftot	TSFC	Ftot	TSFC	Ftot	TSFC
4681	0,1203	13456	0,1332	17314	0,1404	17806	0,1454	19311	0,1514	20971	0,1547	22092	0,1599
6353	0,1203	13456	0,1333	17314	0,1404	17806	0,1454	19311	0,152	20971	0,1547	22092	0,1599
7073	0,1203	13456	0,1334	17314	0,1404	17878	0,1454	19311	0,152	21024	0,155	22092	0,1599
7073	0,1203	13604	0,1334	17314	0,1406	17878	0,1454	19849	0,152	21094	0,1555	22092	0,1599
7073	0,1203	13604	0,1334	17348	0,1406	17878	0,1456	20058	0,152	21094	0,1556	22102	0,1602
7073	0,1227	13604	0,1334	17348	0,1406	17878	0,1458	20126	0,152	21094	0,1556	22191	0,1602
7073	0,1247	13604	0,1334	17348	0,1406	17878	0,1488	20126	0,1521	21094	0,1556	22288	0,1602
8038	0,1247	13604	0,1343	17348	0,1406	17941	0,1488	20126	0,1521	21094	0,1556	22288	0,1602
8038	0,1247	15055	0,1343	17348	0,1408	17961	0,1488	20126	0,1521	21168	0,1556	22288	0,1602
8038	0,1247	15126	0,1343	17414	0,141	17994	0,1488	20126	0,1521	21168	0,1579	22288	0,1607
8038	0,1247	15429	0,1343	17414	0,142	18298	0,1488	20177	0,1521	21168	0,1579	22288	0,1608
8038	0,1252	15429	0,1343	17414	0,142	18298	0,1491	20455	0,1522	21168	0,1579	22633	0,1609
9593	0,1253	15429	0,1343	17414	0,142	18298	0,1492	20555	0,1523	21168	0,1579	22633	0,1609
10636	0,1253	15429	0,135	17414	0,142	18298	0,1492	20555	0,1524	21187	0,1579	22633	0,1609
11410	0,1253	15429	0,135	17447	0,142	18298	0,1492	20555	0,1524	21187	0,158	22633	0,1609
11410	0,1253	15849	0,135	17447	0,142	18408	0,1492	20555	0,1524	21187	0,1589	22633	0,1609
11410	0,1253	16316	0,135	17447	0,1425	18408	0,1492	20555	0,1524	21187	0,159	22692	0,1609
11410	0,1264	16316	0,135	17447	0,1427	18408	0,1494	20667	0,1524	21187	0,159	22692	0,161
11410	0,1328	16316	0,1367	17447	0,1427	18408	0,1495	20759	0,1527	21522	0,159	22692	0,161
12032	0,1328	16316	0,1367	17530	0,1427	18408	0,1495	20838	0,1532	21522	0,159	22692	0,161
12516	0,1328	16316	0,1367	17664	0,1427	18843	0,1495	20856	0,1538	21522	0,159	22692	0,161
12628	0,1328	16374	0,1367	17664	0,1427	18843	0,1495	20856	0,1538	21522	0,1594	22800	0,161
12628	0,1328	16648	0,1367	17664	0,1444	18843	0,1495	20856	0,1538	21522	0,1594	22800	0,1613
12628	0,1331	16825	0,137	17664	0,1444	18843	0,1513	20856	0,1538	21523	0,1594	22800	0,1626
12628	0,1332	16913	0,1375	17664	0,1444	18843	0,1514	20856	0,1538	21722	0,1594	22800	0,1626
12628	0,1332	16950	0,1396	17806	0,1444	19178	0,1514	20971	0,1547	21840	0,1594	22800	0,1626
13456	0,1332	17251	0,1404	17806	0,1444	19311	0,1514	20971	0,1547	22027	0,1598	22826	0,1626
13456	0,1332	17314	0,1404	17806	0,1454	19311	0,1514	20971	0,1547	22092	0,1599	22826	0,1626

Ftot	TSFC	Ftot	TSFC	Ftot	TSFC	Ftot	TSFC	Ftot	TSFC	Ftot	TSFC	Ftot	TSFC
22826	0,1627	24269	0,1674	25558	0,17	26258	0,1737	27392	0,177	28360	0,1808	29752	0,1853
22826	0,1636	24269	0,1674	25593	0,17	26433	0,1737	27392	0,177	28360	0,1808	29752	0,1853
22826	0,1639	24269	0,1674	25593	0,17	26503	0,1738	27392	0,177	28360	0,1808	29752	0,1853
23180	0,1639	24362	0,1674	25593	0,1701	26503	0,174	27395	0,177	28360	0,1808	29752	0,1858
23292	0,1639	24423	0,1675	25593	0,1701	26503	0,174	27395	0,177	28385	0,1808	29790	0,1859
23430	0,1639	24616	0,1676	25593	0,1701	26503	0,174	27395	0,1771	28849	0,181	29909	0,1864
23485	0,1639	24616	0,1676	25727	0,1701	26503	0,174	27395	0,1775	28853	0,181	29909	0,1864
23485	0,1641	24616	0,1676	25727	0,1701	26581	0,174	27395	0,1778	28858	0,181	29909	0,1864
23485	0,1641	24616	0,1676	25727	0,1701	26816	0,1743	27452	0,1779	28883	0,181	29909	0,1864
23485	0,1641	24616	0,1676	25727	0,1703	26855	0,1748	27519	0,1793	28883	0,181	29909	0,1864
23485	0,1641	24819	0,1679	25727	0,1715	26956	0,1748	27519	0,1793	28883	0,1817	29919	0,1869
23580	0,1641	24858	0,1679	25782	0,1716	27009	0,1748	27519	0,1793	28883	0,1819	29965	0,1869
23580	0,1642	25155	0,1679	25782	0,1716	27167	0,1748	27519	0,1793	28883	0,1829	30075	0,1869
23580	0,1645	25155	0,1679	25782	0,1716	27167	0,1748	27519	0,1793	29085	0,1836	30192	0,1869
23580	0,1645	25155	0,1679	25782	0,1716	27167	0,1752	27703	0,1794	29085	0,1836	30192	0,1869
23580	0,1645	25155	0,1681	25782	0,1716	27167	0,1752	27703	0,1794	29085	0,1836	30192	0,1881
23754	0,1645	25155	0,1682	25864	0,1718	27167	0,1752	27703	0,1794	29085	0,1836	30192	0,1881
23920	0,1645	25180	0,1682	25864	0,1718	27257	0,1752	27703	0,1794	29085	0,1836	30192	0,1881
24137	0,1658	25180	0,1682	25864	0,1718	27257	0,1752	27703	0,1794	29298	0,1842	30392	0,1881
24151	0,166	25180	0,1682	25864	0,1718	27257	0,1762	27982	0,1797	29298	0,1842	30427	0,1881
24151	0,1668	25180	0,1682	25864	0,1718	27257	0,1767	27982	0,18	29298	0,1842	30594	0,1884
24151	0,1668	25180	0,1684	25895	0,1724	27257	0,1768	27982	0,18	29298	0,1842	30596	0,1889
24151	0,1668	25180	0,1684	25895	0,1726	27360	0,1768	27982	0,18	29298	0,1842	30596	0,1889
24151	0,1668	25231	0,1691	25895	0,1726	27381	0,1768	27982	0,18	29558	0,1844	30596	0,1889
24156	0,1668	25317	0,1691	25895	0,1726	27381	0,1768	28013	0,18	29565	0,1844	30596	0,1889
24156	0,1668	25317	0,1691	25895	0,1726	27381	0,1768	28211	0,1807	29641	0,1844	30596	0,1889
24156	0,1668	25317	0,1691	25902	0,1726	27381	0,177	28211	0,1807	29641	0,1844	30709	0,189
24156	0,1668	25317	0,1691	25902	0,1727	27381	0,177	28211	0,1807	29641	0,1844	30711	0,189
24156	0,1668	25317	0,1697	25902	0,1737	27385	0,177	28211	0,1807	29641	0,185	30711	0,189
24269	0,1668	25454	0,17	25902	0,1737	27392	0,177	28211	0,1807	29641	0,1853	30711	0,189
24269	0,1674	25494	0,17	25902	0,1737	27392	0,177	28360	0,1807	29752	0,1853	30711	0,189

Ftot	TSFC	Ftot	TSFC	Ftot	TSFC	Ftot	TSFC	Ftot	TSFC	Ftot	TSFC	Ftot	TSFC
31722	0,1927	32745	0,1965	34007	0,2026	35677	0,208	36653	0,2174	38161	0,2686	39637	0,281
31758	0,1927	32745	0,1965	34277	0,2026	35677	0,208	36653	0,2186	38386	0,2686	39637	0,281
31927	0,1927	32745	0,1968	34277	0,2026	35677	0,208	36653	0,2186	38595	0,2686	39988	0,281
32062	0,1927	32801	0,1968	34277	0,2027	35677	0,208	36774	0,2186	38664	0,2686	39988	0,2829
32097	0,1932	32801	0,1968	34277	0,2027	35677	0,2089	36854	0,2186	38817	0,2686	39988	0,2829
32129	0,1932	32801	0,1968	34277	0,2027	35679	0,2091	37033	0,2186	38973	0,2686	39988	0,2829
32153	0,1932	32801	0,1968	34524	0,2027	35679	0,2107	37118	0,2204	39093	0,2686	39988	0,2829
32185	0,1932	32801	0,1969	34542	0,2027	35679	0,2112	37118	0,226	39093	0,2686	40073	0,2829
32185	0,1932	32827	0,1973	34570	0,2028	35679	0,2115	37118	0,226	39093	0,2686	40073	0,2839
32185	0,1935	32827	0,198	34570	0,2028	35679	0,2115	37118	0,226	39093	0,2703	40073	0,2855
32185	0,1935	32827	0,1981	34570	0,2028	35703	0,2115	37118	0,226	39093	0,2703	40073	0,2865
32185	0,1935	32827	0,2001	34570	0,2028	35809	0,2115	37264	0,226	39222	0,2703	40073	0,2865
32258	0,1935	32827	0,2001	34570	0,2028	35841	0,2115	37264	0,2276	39263	0,2703	40180	0,2865
32258	0,1935	33075	0,2001	34897	0,2033	35841	0,2122	37264	0,2375	39263	0,2703	40634	0,2865
32258	0,1939	33337	0,2001	34902	0,2038	35841	0,2124	37264	0,2495	39263	0,2717	40678	0,2865
32258	0,1946	33337	0,2001	34922	0,2076	35841	0,2124	37264	0,2495	39263	0,2731	40858	0,2885
32258	0,1946	33337	0,2003	34922	0,2076	35841	0,2124	37324	0,2495	39263	0,274	40889	0,2885
32428	0,1946	33337	0,2003	34922	0,2076	36001	0,2124	37670	0,2495	39304	0,2749	40889	0,2885
32511	0,1946	33337	0,2003	34922	0,2076	36359	0,2124	37670	0,2495	39304	0,2749	40889	0,2885
32511	0,1946	33466	0,2003	34922	0,2076	36359	0,2125	37670	0,2535	39304	0,2749	40889	0,2885
32511	0,1948	33466	0,2003	35139	0,2078	36359	0,2136	37670	0,2535	39304	0,2749	40889	0,2886
32511	0,1948	33466	0,2003	35139	0,2078	36359	0,2136	37670	0,2535	39304	0,2749	41030	0,2886
32511	0,1948	33466	0,2003	35139	0,2078	36359	0,2136	37716	0,2535	39477	0,2753	41187	0,2886
32649	0,1948	33466	0,2003	35139	0,2078	36548	0,2136	37716	0,2535	39570	0,2753	41187	0,2886
32649	0,1948	33618	0,2003	35139	0,2078	36610	0,2136	37716	0,2638	39570	0,2753	41187	0,2886
32649	0,1954	33830	0,2003	35147	0,2079	36610	0,2145	37716	0,2638	39570	0,2753	41187	0,2897
32649	0,1958	33987	0,2007	35321	0,2079	36610	0,2162	37716	0,2638	39570	0,2753	41187	0,2913
32649	0,1962	34007	0,2018	35321	0,2079	36610	0,2162	38161	0,2638	39570	0,2781	41424	0,2917
32651	0,1965	34007	0,2019	35321	0,2079	36610	0,2162	38161	0,2638	39637	0,2781	41424	0,2917
32745	0,1965	34007	0,2026	35321	0,2079	36653	0,2162	38161	0,2674	39637	0,281	41424	0,2917
32745	0,1965	34007	0,2026	35321	0,208	36653	0,2162	38161	0,2686	39637	0,281	41424	0,2917

Ftot	TSFC	Ftot	TSFC	Ftot	TSFC
41424	0,2917	43999	0,3093	45892	0,3479
41467	0,2925	44339	0,3093	45892	0,3515
41467	0,2938	44339	0,3121	45892	0,3523
41467	0,2938	44339	0,3151	47959	0,3582
41467	0,2938	44339	0,3151	48199	0,3582
41467	0,2938	44339	0,3151	48535	0,3582
41498	0,2938	44454	0,3151	48628	0,3582
41498	0,294	44454	0,3151	48628	0,3582
41498	0,2941	44454	0,3176	48628	0,3615
41498	0,2952	44454	0,3188	48628	0,3693
41498	0,2952	44454	0,3188	48628	0,3693
41553	0,2952	44652	0,3188	48722	0,3693
42201	0,2952	44652	0,3188	48722	0,3693
42201	0,2952	44652	0,3188	48722	0,3693
42201	0,2972	44652	0,3215	48722	0,3724
42201	0,2981	44652	0,3262	48722	0,3816
42201	0,3011	44954	0,3262	49128	0,3816
42951	0,3011	44984	0,3262	49128	0,3816
43505	0,3011	45314	0,3262	49128	0,3816
43687	0,3011	45435	0,3262	49128	0,3816
43687	0,3011	45435	0,3286	49128	0,3846
43687	0,3041	45435	0,3391		
43687	0,305	45435	0,3391		
43687	0,305	45435	0,3391		
43785	0,305	45613	0,3391		
43813	0,305	45613	0,3391		
43904	0,305	45613	0,3432		
43999	0,3076	45613	0,3479		
43999	0,3093	45613	0,3479		
43999	0,3093	45892	0,3479		
43999	0,3093	45892	0,3479		

