

**Estudo Paramétrico do Motor Turbofan de Alto
Bypass CFM Leap-1A26**
(Versão final após defesa)

João Bernardo Rodrigues Sarmiento Amaral

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Aeronáutica
(mestrado integrado)

Orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

julho de 2023

Declaração de Integridade

Eu, João Bernardo Rodrigues Sarmiento Amaral, que abaixo assino, estudante com o número de inscrição 37122 do Mestrado Integrado em Engenharia Aeronáutica da Faculdade de Engenharia, declaro ter desenvolvido o presente trabalho e elaborado o presente texto em total consonância com o **Código de Integridade da Universidade da Beira Interior**.

Mais concretamente afirmo não ter incorrido em qualquer das variedades de Fraude Académica, e que aqui declaro conhecer, e que em particular atendi à exigida referenciação de frases, extratos, imagens e outras formas de trabalho intelectual, e assim assumo na íntegra as responsabilidades da autoria.

Universidade da Beira Interior, Covilhã 07/07/2023

(João Bernardo Rodrigues Sarmiento Amaral)

Agradecimentos

Aos meus pais, João e Conceição, e avós Izildo, Helena, Altina, Albano e Jorge, agradeço por tudo. Pelo carinho, pela dedicação, pelo encorajamento e pela coragem. Por serem quem são e por me fazerem quem sou. Por serem o farol que ilumina o caminho a seguir, a voz sábia que me ajuda a percorrê-lo. Pelo abraço que transforma a maior das dúvidas e das tormentas na mais firme das certezas e na mais genuína tranquilidade. Obrigado.

À Daniela, à Marta e ao Gabriel, agradeço a eterna companhia em mil e uma aventuras que vivemos e que iremos viver ainda. O que a Covilhã uniu jamais alguém pode separar.

Ao Rev.º Pe. José Miguel Loureiro Almeida, agradeço pela amizade e pelas intermináveis conversas sobre tudo, por uma visão do mundo mais clara, por uma Fé mais sólida.

Ao Professor Doutor Francisco Brójo, agradeço o apoio no desenvolvimento desta dissertação.

Aos docentes do Departamento de Ciências Aeroespaciais agradeço todo o conhecimento transmitido.

Aos amigos e amigas que a UBI me trouxe, por comigo partilharem esta belíssima passagem pela inesquecível Covilhã, bem-hajam.

Resumo

O principal objetivo desta dissertação foi realizar um estudo paramétrico do turbofan CFM Leap-1A.

O CFM Leap-1A é uma das mais notáveis inovações da indústria aeronáutica nos últimos anos. Desenvolvido pela CFM International, uma joint venture entre a GE Aviation e a Safran Aircraft Engines, o Leap-1A oferece um desempenho excepcional com uma elevada eficiência de combustível, em linha com outros motores da mesma gama e geração, nomeadamente o PW1100G. A sua arquitetura avançada faz com que seja capaz de operar com maior eficiência em altas altitudes, resultando em menores emissões de gases do efeito estufa e menor consumo de combustível. O Leap-1A também apresenta algumas soluções de design inovadoras, sendo as pás do fan, por exemplo, fabricadas com materiais compósitos de última geração. Além disso, estes motores apresentam níveis de ruído reduzidos, permitindo uma operação com menor impacto ambiental.

Assim, para melhor compreender a real eficiência deste motor nas diversas condições de operação, foram definidas as mais variadas condições de funcionamento, a fim de compreender o seu comportamento nos mais diversos cenários de operação. Também foi avaliado o comportamento do motor quando alterados alguns dos seus parâmetros de funcionamento, nomeadamente razão de bypass e razões de compressão.

Para o desenvolvimento deste trabalho, foi necessário abordar com profundidade os princípios de funcionamento dos motores turbofan e os modelos matemáticos que poderiam ser utilizados para estudar o seu desempenho.

Definidos os modelos matemáticos a aplicar, foi feita uma implementação de um programa na linguagem de programação Python para estudar uma gama de parâmetros de operação extremamente abrangente, com elevado detalhe.

Foi, através dos resultados, possível confirmar que o CFM Leap-1A é efetivamente um motor altamente eficiente nas várias gamas de condições de operação dentro do envelope de voo das aeronaves que equipa, nomeadamente o A320neo, o Boeing 737Max e o COMAC C919.

Palavras-chave

Turbofan, Estudo Paramétrico, Desempenho, Eficiência

Abstract

The main objective of this dissertation was to perform a parametric study of the CFM Leap-1A turbofan.

The CFM Leap-1A is one of the most notable innovations in the aviation industry in recent years. Developed by CFM International, a joint venture between GE Aviation and Safran Aircraft Engines, the Leap-1A offers exceptional performance with high fuel efficiency, in line with other engines in the same range and generation, namely the PW1100G. Its advanced architecture enables it to operate more efficiently at high altitudes, resulting in lower greenhouse gas emissions and reduced fuel consumption. The Leap-1A also features some innovative design solutions, such as fan blades made from state-of-the-art composite materials. Moreover, these engines have reduced noise levels, allowing for operations with minimal environmental impact.

Thus, in order to better understand the real efficiency of this engine under various operating conditions, a wide range of operating conditions were defined to understand its behavior in different operating scenarios. The engine's behavior was also evaluated when certain operating parameters were changed, such as bypass ratio and compression ratios.

For the development of this work, it was necessary to thoroughly examine the operating principles of turbofan engines and the mathematical models that could be used to study their performance.

Once the mathematical models to be applied were defined, a program was implemented in the Python programming language to study a comprehensive range of operating parameters with a high level of detail.

Based on the results, it was possible to confirm that the CFM Leap-1A is indeed a highly efficient engine in various ranges of operating conditions within the flight envelope of the aircraft it equips, namely the A320neo, the Boeing 737Max, and the COMAC C919.

Keywords

Turbofan, Parametric Study, Performance, Efficiency

Conteúdo

1	Introdução	1
1.1	Motivação	1
1.2	Objetivos	2
1.3	Estrutura da Dissertação	3
2	Estado da Arte	5
2.1	Contextualização Histórica	5
2.2	Tendências Futuras	6
2.2.1	Motores do tipo Propfan	6
2.2.2	Ciclo Termodinâmico WET	8
3	Enquadramento	11
3.1	Modelo da Atmosfera Padrão - ISA	11
3.2	Turbinas de Gás	12
3.3	Motores do tipo Turbofan	13
3.4	Ciclo de Brayton	16
3.4.1	Ciclo de Brayton Ideal	17
3.4.2	Ciclo de Brayton Real	17
3.5	O Motor CFM Leap-1A	18
3.5.1	Componentes e Configuração	19
3.5.2	Especificações	20
4	Estudo paramétrico do CFM Leap-1A	21
4.1	Considerações Iniciais	21
4.2	Modelo Matemático	21
4.2.1	Difusor de Admissão	21
4.2.2	Fan	22
4.2.3	Compressor de Baixa Pressão - LPC	22
4.2.4	Compressor de Alta Pressão - HPC	22
4.2.5	Câmara de Combustão	22
4.2.6	Turbina de Alta Pressão - HPT	22
4.2.7	Turbina de Alta Pressão - LPT	23
4.2.8	Tubeira Quente	23
4.2.9	Tubeira Frio	23
4.2.10	Tração Específica	23
4.2.11	Tração	24
4.2.12	TSFC	24
4.3	Implementação e Parâmetros Estudados	24
4.3.1	Notação das Estações do Motor	24

4.3.2	Variáveis de entrada	25
4.3.3	Variáveis de saída	26
4.3.4	Implementação em Python	27
5	Resultados	31
5.1	Influência da Variação da Altitude	31
5.2	Influência da Variação do Número de Mach de Voo	33
5.3	Influência da Variação da Temperatura de Entrada da Turbina	35
5.4	Influência da Variação da Razão de Bypass	37
5.5	Influência da Variação da Razão de Pressões do LPC	39
5.6	Influência da Variação da Razão de Pressões do HPC	41
6	Conclusão	43
6.1	Discussão dos Resultados	43
6.2	Trabalhos futuros	43
	Bibliografia	45
	Apêndices	47
	Apêndice 1: Programa base	47
	Apêndice 2: Função do Estudo Paramétrico	60

Lista de Figuras

2.1	Conceito de open fan no Airbus A380. Fonte: Airbus.	7
2.2	Motores propfan Progress D-27 no Antonov An-70[6]	8
3.1	Variação da temperatura e pressão da atmosfera com a altitude.[10]	12
3.2	Esquema dos componentes de uma turbina de gás [12]	13
3.3	Esquema com as diferentes classificações de um motor turbofan	14
3.4	Caudal frio (azul) e caudal quente (vermelho) num turbofan sem mistura de caudais (acima) e com mistura de caudais (abaixo) [13]	15
3.5	Esquema dos componentes da turbina de gás a funcionar no ciclo de Brayton [15]	16
3.6	Diagrama entalpia-entropia do ciclo de Brayton ideal [16]	18
3.7	Diagrama entalpia-entropia do ciclo de Brayton real em comparação ao ciclo de Brayton ideal. [16]	18
3.8	Fotografia do motor CFM Leap-1A [18]	19
3.9	Esquema de um motor turbofan de dois eixos, sem mistura de caudais. [19] .	19
4.1	Numeração das estações do motor.	24
4.2	Fluxograma do código implementado	28
4.3	Fluxograma da função implementada	29
5.1	Variação da tração com a altitude para várias TIT.	32
5.2	Variação da tração específica com a altitude, para várias TIT.	32
5.3	Variação do TSFC com a altitude, para várias TIT.	32
5.4	Variação da tração com o número de Mach, para várias TIT.	34
5.5	Variação da tração específica com o número de Mach, para várias TIT.	34
5.6	Variação do TSFC com o número de Mach, para várias TIT.	34
5.7	Variação da tração com a TIT.	36
5.8	Variação da tração específica com a TIT.	36
5.9	Variação do TSFC com a TIT.	36
5.10	Variação da tração com a razão de Bypass, para várias TIT.	38
5.11	Variação da tração específica com a razão de Bypass, para várias TIT.	38
5.12	Variação do TSFC com a razão de Bypass, para várias TIT.	38
5.13	Variação da tração com a razão de pressões do LPC, para várias TIT.	40
5.14	Variação da tração específica com a razão de pressões do LPC, para várias TIT.	40
5.15	Variação do TSFC com a razão de pressões do LPC, para várias TIT.	40
5.16	Variação da tração com a razão de pressões do HPC, para várias TIT.	42
5.17	Variação da tração específica com a razão de pressões do HPC, para várias TIT.	42
5.18	Variação do TSFC com a razão de pressões do HPC, para várias TIT.	42

Lista de Tabelas

2.1	Emissões médias de Hidrocarbonetos, Óxidos de Azoto e Monóxido de Carbono de vários motores de aeronaves comerciais, de duas gerações distintas (CFM56 e IAE V2500 vs. CFM Leap-1A e PW1122G), em g kN^{-1} [1].	6
3.1	Especificações técnicas do CFM Leap-1A [20][22].	20

Lista de Acrónimos

UBI	Universidade da Beira Interior
ICAO	International Civil Aviation Organization
EASA	European Aviation Safety Agency
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
GE	General Electric
HPC	Compressor de alta pressão
HPT	Turbina de alta pressão
ISA	Atmosfera padrão internacional
LPC	Compressor de baixa pressão
LPT	Turbina de baixa pressão
TIT	Temperatura de entrada na turbina
TSFC	Consumo específico de combustível
UHB	Ultra high bypass
WET	Water Enhanced Turbofan

Nomenclatura

Símbolo	Descrição
A_{inlet}	Área de entrada do motor [m ²]
β	Razão de Bypass
C_{p_c}	Calor específico a pressão constante do caudal frio [J kg ⁻¹ K ⁻¹]
C_{p_h}	Calor específico a pressão constante do caudal quente [J kg ⁻¹ K ⁻¹]
η_b	Eficiência da câmara de combustão
η_c	Eficiência do compressor
η_f	Eficiência do fan/fan
η_{HPC}	Eficiência do compressor de alta pressão
η_{HPT}	Eficiência da turbina de alta pressão
η_{LPC}	Eficiência do compressor de baixa pressão
η_{LPT}	Eficiência da turbina de baixa pressão
η_n	Eficiência do escape
f	Razão ar-combustível
γ_c	Coefficiente de expansão adiabática do caudal frio
γ_h	Coefficiente de expansão adiabática do caudal quente
M	Número de Mach
\dot{m}_a	Caudal mássico de admissão do motor [kg s ⁻¹]
P_{11}	Pressão na tubeira fria [Pa]
P_9	Pressão na tubeira quente [Pa]
P_a	Pressão ambiente [Pa]
π_f	Razão de compressão do fan
π_{HPC}	Razão de compressão do compressor de alta pressão
π_{LPC}	Razão de compressão do compressor de baixa pressão
P_{t2}	Pressão de estagnação após o difusor de admissão [Pa]
P_{t3}	Pressão de estagnação após o fan [Pa]
P_{t4}	Pressão de estagnação após o compressor de baixa pressão [Pa]
P_{t5}	Pressão de estagnação após o compressor de alta pressão [Pa]
P_{t6}	Pressão de estagnação após a câmara de combustão [Pa]
P_{t7}	Pressão de estagnação após a turbina de alta pressão [Pa]
P_{t8}	Pressão de estagnação após a turbina de baixa pressão [Pa]
Q_{hw}	Poder calorífico inferior do combustível [J kg ⁻¹]
R	Constante universal dos gases perfeitos [J kg ⁻¹ K ⁻¹]
ρ_a	Massa específica do ar [kg m ⁻³]

Símbolo	Descrição
ST	Tração específica [N s kg^{-1}]
T	Tração [N]
T_{11}	Temperatura dos gases do escape frio [K]
T_{11}	Temperatura dos gases do escape quente [K]
T_{t2}	Temperatura de estagnação após o difusor de admissão [K]
T_{t3}	Temperatura de estagnação após o fan [K]
T_{t4}	Temperatura de estagnação após o compressor de baixa pressão [K]
T_{t5}	Temperatura de estagnação após o compressor de alta pressão [K]
T_{t6}	Temperatura de estagnação após a câmara de combustão [K]
T_{t7}	Temperatura de estagnação após a turbina de alta pressão [K]
T_{t8}	Temperatura de estagnação após a turbina de baixa pressão [K]
V_{11}	Velocidade do ar após o escape frio [m s^{-1}]
V_9	Velocidade do ar após o escape quente [m s^{-1}]
V_0	Velocidade do voo [m s^{-1}]
W_{fan}	Trabalho do fan/fan [J]
W_{LPC}	Trabalho do compressor de baixa pressão [J]
W_{HPC}	Trabalho do compressor de alta pressão [J]
W_{LPT}	Trabalho da turbina de baixa pressão [J]
W_{HPT}	Trabalho da turbina de alta pressão [J]
W_c	Trabalho total do compressor [J]

Capítulo 1

Introdução

1.1 Motivação

A aviação comercial tem sido um setor em constante crescimento nos últimos anos, com um aumento significativo na demanda por voos de longa distância e transporte aéreo de carga. No entanto, o aumento na demanda tem vindo a ser acompanhado por desafios crescentes, nomeadamente no que à componente económica e ambiental diz respeito. O setor da aviação comercial enfrenta, assim, desafios ambientais e energéticos cada vez mais exigentes, estando a resposta a tais demandas no desenvolvimento das tecnologias existentes em aeronaves comerciais. Com efeito, os sistemas propulsivos têm sofrido grandes desenvolvimentos nas últimas décadas, em resposta às exigências suprarreferidas.

A história dos motores de aeronaves comerciais remonta aos primórdios da aviação, no início do séc. XX, começando a ser escrita com motores a pistão, arcaicos comparados com as tecnologias de hoje. Mais tarde, começaram a surgir os motores a jato, nomeadamente turbojato, sendo aplicados primordialmente no meio civil e militar. No entanto, ao longo do tempo, os motores a jato evoluíram para se tornarem cada vez mais eficientes e menos poluentes. O turbofan, por exemplo, é um tipo de motor a jato de fluxo de bypass elevado, que foi desenvolvido especificamente para atender às necessidades das aeronaves comerciais de médio e longo alcance.

A evolução dos motores de aeronaves comerciais foi impulsionada pela crescente demanda do setor por aeronaves mais eficientes e menos poluentes. Com o aumento do tráfego aéreo e a necessidade de voos de longa distância, a eficiência propulsiva dos motores tornou-se cada vez mais importante para reduzir os custos operacionais. Além disso, a crescente preocupação com o meio ambiente e as regulamentações cada vez mais rígidas sobre as emissões de poluentes também contribuíram para o desenvolvimento de motores mais eficientes e com menores emissões de hidrocarbonetos, óxidos de azoto e monóxido de carbono.

Os motores turbofan têm sido, assim, a tendência na indústria aeronáutica comercial, devido à sua eficiência energética. O princípio do fluxo de bypass elevado permite que a maior parte do ar seja desviada em torno do núcleo do motor, aumentando a eficiência energética. Além disso, os motores turbofan também produzem menos emissões de partículas e compostos de enxofre, em comparação com os motores turbojato tradicionais.

No entanto, ainda há desafios a serem superados no desenvolvimento de motores de aero-

naves comerciais mais eficientes e menos poluentes. A indústria aeronáutica tem-se concentrado em reduzir o consumo de combustível e as emissões de dióxido de carbono (CO₂) e óxidos de azoto (NO_x). No entanto, ainda há desafios relacionados à redução das emissões de outros poluentes, como os hidrocarbonetos e as partículas sólidas. Além disso, a indústria aeronáutica também enfrenta desafios relacionados à utilização de combustíveis alternativos, como os combustíveis de baixo teor de enxofre, os combustíveis renováveis e biocombustíveis.

Para superar esses desafios, é necessário realizar pesquisas e desenvolvimentos contínuos em motores de aeronaves comerciais. Isso inclui o desenvolvimento de novas tecnologias e melhorias no projeto, bem como a avaliação de alternativas de combustíveis. Além disso, é importante realizar estudos paramétricos detalhados para avaliar a eficiência energética e as emissões de poluentes dos motores de aeronaves comerciais.

O CFM Leap-1A é um motor de última geração que equipa uma quota considerável das aeronaves Airbus A320neo, modelo extremamente popular na atualidade da aviação pela sua eficiência e potencial de redução de custos aos operadores aeronáuticos. Assim, revela-se particularmente interessante compreender a eficiência deste motor em diferentes condições, concluindo-se assim quais as suas condições de operação mais eficientes e a evolução em relação ao antecessor CFM-56.

1.2 Objetivos

A presente dissertação tem como objetivo principal compreender como varia o desempenho do motor turbofan CFM Leap-1A em diferentes condições de operação, nomeadamente com variação da temperatura de entrada na turbina, velocidade de voo, altitude de voo, razão global de pressões e razão de bypass.

Adicionalmente, são também objetivos:

- Aprofundar a compreensão sobre o funcionamento de motores turbofan;
- Aprofundar o contacto com a linguagem de programação Python;
- Desenvolver um programa que faça a análise paramétrica para diferentes condições de operação de motores turbofan;
- Conhecer o comportamento do desempenho do motor em estudo com a variação dos parâmetros de entrada.

1.3 Estrutura da Dissertação

No primeiro capítulo é apresentada a introdução com a motivação para a presente dissertação, bem como os seus objetivos e estrutura.

No segundo capítulo é abordado o Estado da Arte, com especial atenção à contextualização histórica da indústria dos motores de aeronaves comerciais e às tendências futuras de desenvolvimento de motores.

No terceiro capítulo é abordado o enquadramento da dissertação, fazendo-se o estudo de conceitos fundamentais à implementação do estudo paramétrico. Em primeiro lugar aborda-se o modelo de Atmosfera Padrão Internacional (ISA). De seguida, é feito um estudo dos princípios de funcionamento de turbinas a gás. Segue-se então uma incidência mais particular nas turbinas a gás do tipo *turbofan*. Além destes conceitos, é fundamental compreender também o ciclo termodinâmico em que os motores turbofan funcionam, isto é, o Ciclo de Brayton. São, assim, de seguida abordados os conceitos do Ciclo de Brayton ideal e real. Por fim, é estudado o motor CFM Leap-1A, objeto desta dissertação, incidindo-se nos seus componentes, configuração e especificações técnicas.

O quarto capítulo trata o estudo paramétrico do motor em análise. Assim, começar-se-á pela estipulação das considerações iniciais que permitiram avançar com o estudo paramétrico. De seguida é abordada a implementação do estudo paramétrico, com indicação da notação das diferentes estações do motor, modelo matemático utilizado bem como definição variáveis de entrada e de saída do estudo paramétrico.

No quinto capítulo são abordados os resultados obtidos pelo estudo, em condições off-design (cruzeiro) nomeadamente no que toca à variação do desempenho do motor com os parâmetros de altitude, velocidade, razão de pressões dos compressores de baixa e alta pressão, temperatura de entrada na turbina e razão de bypass.

Por fim, no sexto capítulo, será feita a discussão dos resultados obtidos e serão analisadas as possibilidades de desenvolvimento de trabalhos futuros a partir da presente dissertação.

Capítulo 2

Estado da Arte

2.1 Contextualização Histórica

O desenvolvimento dos motores de aeronaves comerciais tem sido um dos principais pilares da evolução da indústria aeronáutica. Desde o surgimento das primeiras aeronaves, os motores foram sempre um componente crítico para o desempenho e eficiência bem como os custos a isto associados. A história dos motores de aeronaves comerciais é marcada por várias inovações tecnológicas e melhorias significativas no desempenho e eficiência, impulsionado fortemente pelas demandas do setor e do mercado no que toca a redução de custos e de emissões poluentes.

Nos primórdios da aviação, as aeronaves comerciais eram propulsadas por motor a pistão, como o Wright R-3350 Duplex Cyclone, motor radial de 18 cilindros, sobrealimentado, que foi utilizado principalmente nas décadas de 40 e 50. Os motores a pistão apresentavam uma configuração relativamente simples e elevada fiabilidade. No entanto, estes motores apresentavam uma reduzida eficiência energética que advinha principalmente das perdas associadas à compressão e expansão da mistura de ar e combustível. Estes motores apresentavam níveis de ruído bastante consideráveis, resultante do nível tecnológico da época.

Os primeiros motores turbojato começaram a surgir também na década de 1940. Com efeito, com o passar do tempo, os motores de propulsão a pistão foram sendo substituídos por motores de propulsão a jato, como o Pratt & Whitney JT8D, utilizado em algumas aeronaves comerciais dos anos 60 e 70.

Na década de 70, os motores a jato começam a tornar-se populares tanto em aeronaves comerciais como militares, acabando por se tornarem o padrão da propulsão de aeronaves comerciais. Um exemplo notável das primeiras aplicações destes é o General Electric CF6, utilizado principalmente no Boeing 747 e no McDonnell Douglas DC-10. Este motor apresentou um grande salto na eficiência energética e redução de emissões em comparação com os motores anteriores.

A tendência atual é a procura pelo desenvolvimento de motores cada vez mais eficientes e ecologicamente sustentáveis. Um exemplo que se pode tomar é a recente geração de motores para aeronaves *narrowbody* que inclui o CFM Leap-1A e o PW1100G, respetivamente desenvolvidos pela *CFM International* e Pratt & Whitney. Estes motores são utilizados em aeronaves como o Airbus A320neo, Boeing 737 MAX e Comac C919. Como resposta às de-

mandas económicas e ambientais do setor aeronáutico, estes motores apresentam reduções muito significativas nas emissões de hidrocarbonetos, óxidos de azoto e monóxido de carbono, conforme se pode ver na tabela 2.1

Tabela 2.1: Emissões médias de Hidrocarbonetos, Óxidos de Azoto e Monóxido de Carbono de vários motores de aeronaves comerciais, de duas gerações distintas (CFM56 e IAE V2500 vs. CFM Leap-1A e PW1122G), em g kN^{-1} [1].

Modelo	HC	NOx	CO
CFM56-5B1	4,6	58,4	40,5
IAE V2500-A1	0,65	69,3	14,8
CFM Leap-1A26	0,28	29,3	27,04
PW 1122G	0,77	23,8	37,22

2.2 Tendências Futuras

A indústria aeronáutica tem sido cada vez mais pressionada para desenvolver motores de aeronaves que sejam mais eficientes, menos poluentes e menos ruidosos, não só pela demanda económica dos operadores e de conforto dos passageiros, mas também pela exigência legislativa, que é cada vez mais rigorosa.

Uma das principais tendências futuras é o desenvolvimento de motores híbridos, elétricos e a hidrogénio. Por exemplo, a Airbus recentemente anunciou que espera até 2035 desenvolver a primeira aeronave comercial a hidrogénio, por forma a atingir o objetivo de zero emissões [2].

Outra tendência é o uso de materiais avançados para construir motores mais leves e mais resistentes. Isso inclui o uso de ligas de alumínio-cobalto e titânio [3], que permitem a construção de componentes mais leves e mais resistentes. Além disso, a utilização de impressão 3D para fabrico de peças de motores também é uma área em exploração, numa tentativa, novamente, de reduzir custos.

Por fim, estão também em estudo e desenvolvimento avançado por alguns fabricantes a utilização de diferentes tecnologias de propulsão, nomeadamente uma nova abordagem aos motores do tipo propfan ou desenvolvimento de turbofan WET [4].

2.2.1 Motores do tipo Propfan

Os motores propfan surgiram no início dos anos 70 como uma resposta aos preços crescentes do combustível. Estes motores são, no fundo, uma evolução dos motores turbofan, com a hélice posicionada fora da nacela do motor, partilhando o eixo com o compressor. Os motores propfan podem também ser conhecidos por motores de ultra-alto bypass (UHB). O desenvolvimento destes motores surgiu da necessidade de oferecer aos operadores um desempenho e velocidades de operação semelhantes aos turbofan, mas levando em grande consideração a redução no consumo de combustível, tentando uma aproximação aos consumos de um tur-

boprop neste último aspeto. Existem dois tipos principais de propfan: o primeiro, mais semelhante a um turbofan, apresenta a hélice posicionada fora da nacela do motor, a montante do compressor. Já no segundo caso a hélice encontra-se a jusante da turbina do motor.



Figura 2.1: Conceito de open fan no Airbus A380. Fonte: Airbus.

Os motores propfan possuem a melhor eficiência propulsiva. Os motores de rotação única possuem uma eficiência propulsiva de cerca de 80%, enquanto os motores de rotação contrária possuem uma eficiência maior, próxima a 90% [3].

Embora os motores propfan de facto apresentem uma maior eficiência propulsiva do que os motores turbofan, apresentam também algumas desvantagens. Um dos principais problemas com os primeiros conceitos de propfan é a produção de ruído [5], o que pode ser um problema com a legislação cada vez mais exigente nesta temática. No entanto, nas novas iterações deste tipo de motor, este problema poderá já estar resolvido. Além disso, geralmente o propfan é mais pesado e volumoso em comparação com os motores turbofan. No entanto, os motores propfan ainda oferecem uma economia significativa de combustível, o que pode ser atrativo para os operadores aéreos num mercado com preços elevados de combustível e tendências destes aumentarem ainda mais.

Apesar das vantagens referidas, as desvantagens claramente pesaram mais na balança, o que levou a que apenas uma aeronave até ao momento voasse com motores propfan: o Antonov An-70 [3], figura 2.2.

A possibilidade futura de desenvolvimento de novos propfans na aviação comercial é uma realidade. Com a crescente demanda por aeronaves mais eficientes em termos de combustível e menos poluentes, a procura por alternativas aos motores atuais é cada vez mais acentuada. Com efeito, a indústria aeronáutica, nomeadamente através de uma parceria entre a Airbus e a CFM International [7], está ativamente à procura de novas tecnologias de fabrico e novas soluções de design para propfans, com o objetivo de reduzir ainda mais o consumo de combustível e as emissões de poluentes atmosféricos, havendo compromisso também com a necessidade de redução de ruído. Embora ainda haja desafios a serem enfrentados nesta última temática, a perspetiva é de que, no futuro, os motores propfan possam ser utilizados em aeronaves comerciais de grande porte, tornando a aviação mais sustentável e eficiente.



Figura 2.2: Motores propfan Progress D-27 no Antonov An-70[6]

2.2.2 Ciclo Termodinâmico WET

O ciclo termodinâmico WET (Water Enhanced Turbofan) é uma tecnologia recente que vem sendo estudada como uma possível alternativa para aumentar a eficiência dos motores a jato usados na aviação comercial. O WET é um ciclo combinado, que utiliza o calor do combustível queimado no motor para aquecer um fluido secundário, geralmente água ou uma solução aquosa de glicol, que é então vaporizado numa câmara de expansão antes de ser expelido para a atmosfera. Esse vapor expandido é então usado para girar uma turbina, que pode ser acoplada ao eixo do compressor ou a um gerador elétrico.

Uma das principais vantagens do ciclo WET é o aumento da eficiência termodinâmica do motor. Quando comparado com um motor turbofan de requisitos de tração semelhantes, o tamanho do núcleo do conceito WET é inferior a metade [4], permitindo redução substancial da massa e dimensão dos componentes. A melhoria do ciclo resultante através da recuperação de calor do escape, a adição de extração de potência numa turbina a vapor e o aumento do trabalho específico nas turbinas, melhorou o SFC em 13% [4]. A queima de combustível resultante, considerando a melhoria da eficiência, a penalização de peso e o aumento do arrasto, é reduzida em até 10% [4]. Portanto, para alcançar a mesma tração de um motor aeronáutico convencional, o motor do conceito WET requer uma queima de combustível menor [4].

A implementação do conceito WET enfrenta, porém, vários desafios que precisam de ser superados para que se torne uma realidade. Entre estes desafios, destacam-se [4]

- O potencial aumento de partículas não-voláteis (fuligem) devido à adição de vapor e maior relação combustível-ar no queimador.
- O aumento do peso e do volume da carenagem devido aos componentes adicionais, o que reduz o momento de flexão da asa.

- A necessidade de um segundo permutador de calor mais frio para reduzir a temperatura dos gases abaixo do seu ponto de orvalho e provocar a condensação da água.
- A necessidade de otimizar a recuperação de calor no vaporizador e no condensador, minimizando as diferenças de temperatura necessárias.
- A necessidade de investigar o efeito da injeção de vapor modulada no comportamento operacional do compressor de alta pressão (HPC).
- A necessidade de otimizar ainda mais o conceito, principalmente no que se refere ao projeto do peso e dos permutadores de calor.
- A necessidade de investigar desafios desconhecidos ou até mesmo obstáculos que possam surgir durante a demonstração experimental do conceito.

Apesar das limitações, o turbofan WET é uma tecnologia promissora que tem vindo a ser cada vez mais estudada.

Se desenvolvida com sucesso, a tecnologia WET poderia trazer benefícios significativos para a indústria aeronáutica, tanto em termos de eficiência energética quanto de redução de emissões e de consumos de combustível.

Capítulo 3

Enquadramento

3.1 Modelo da Atmosfera Padrão - ISA

A Atmosfera Padrão Internacional (em inglês *International Standard Atmosphere*, de acrónimo ISA) é um modelo de representação simplificada da atmosfera terrestre que é usada como referência para avaliação do desempenho de aeronaves e para outras aplicações aeronáuticas, definido pela diretiva 7488/2 da ICAO. Neste modelo simplificado é assumido que o ar não tem humidade, poeiras e está estacionário em referência à Terra [8][9].

Normalmente, os dados de desempenho dos motores são apresentados com base nas condições de Atmosfera Padrão, permitindo assim estabelecer uma comparação direta entre diferentes projetos e modelos.

Para o contexto desta dissertação iremos considerar apenas a troposfera, tropopausa e estratosfera, camadas da atmosfera nas quais as aeronaves comerciais operam 3.1.

A troposfera, a camada mais baixa da atmosfera, é onde ocorrem a maioria das nossas atividades meteorológicas. Esta primeira camada estende-se desde o nível médio da água do mar até cerca de 10 km de altitude, e a temperatura diminui com a altitude, cerca de $6,5 \text{ K km}^{-1}$.

De seguida, entre a estratosfera e a troposfera, existe a tropopausa, que permite a divisão quantitativa da atmosfera em camadas, à semelhança da estratopausa e da mesopausa [10].

A estratosfera é a camada que sucede à troposfera, e tropopausa. Esta camada situa-se sensivelmente entre os 10 e os 47 km de altitude. Nesta camada, ao contrário da troposfera, a temperatura começa por ser estática com o aumento da temperatura, começando depois a aumentar a cerca de 20 km de altitude, a um ritmo de aproximadamente 2 K km^{-1} . Este fenómeno deve-se à absorção de radiação solar pelo ozono presente nesta camada.

No que à variação da pressão diz respeito, assumindo uma variação de temperatura linear, a expressão que permite calcular a pressão é dada pela solução das equações hidrostática e da lei dos gases perfeitos [9].

Não obstante isso, para o desenvolvimento desta dissertação serão utilizados os valores tabelados no manual da atmosfera padrão da ICAO, utilizando-se as expressões definidas neste manual para cálculo de massa específica, pressão e temperatura, quando tal se justificar.

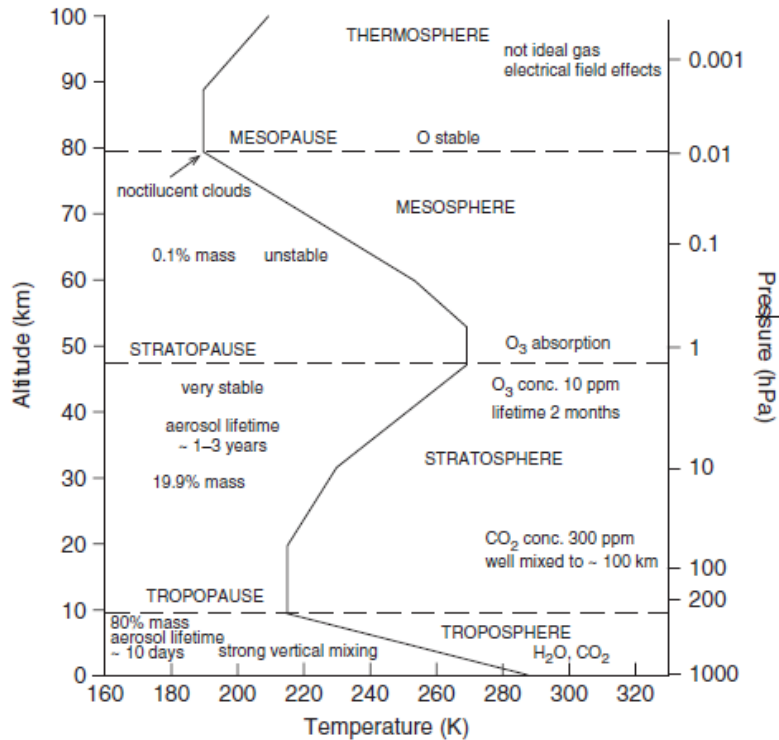


Figura 3.1: Variação da temperatura e pressão da atmosfera com a altitude.[10]

É, porém, importante ter em consideração que a Atmosfera Padrão é um modelo simplificado da atmosfera real e que existem limitações associadas à sua aplicação. Por exemplo, as condições reais de pressão, temperatura e massa específica podem variar significativamente de local para local e com a altitude, humidade, presença de poeiras, vento, turbulência e alterações climáticas, o que pode afetar de forma significativa o desempenho dos motores.

Para contornar essas limitações, os engenheiros de projeto devem considerar toda uma gama de condições reais de operação esperadas durante a concepção e desenvolvimento das aeronaves e motores. Isto pode incluir a realização de testes em condições simuladas que se aproximam das condições reais de voo, bem como a utilização de modelos de simulação computacional avançados para avaliar o desempenho dos motores em condições variadas.

3.2 Turbinas de Gás

As turbinas de gás são máquinas térmicas que convertem energia potencial termodinâmica em energia mecânica, cujo fluido de trabalho é a mistura de gases resultantes da combustão.

Estas máquinas são constituídas por três componentes fundamentais: o compressor, a câmara de combustão e a turbina. De forma simplificada, o funcionamento consiste na admissão de ar no compressor, queima deste com o combustível na câmara de combustão, expansão destes na turbina, onde realizam trabalho mecânico que em parte é aproveitado para a operação do compressor. Por fim os gases são expelidos pelo escape para a atmosfera. Estes

componentes estão representados esquematicamente na figura 3.2. Este tipo de turbinas é amplamente utilizada pois gera uma grande quantidade de energia para a sua dimensão e peso [11].

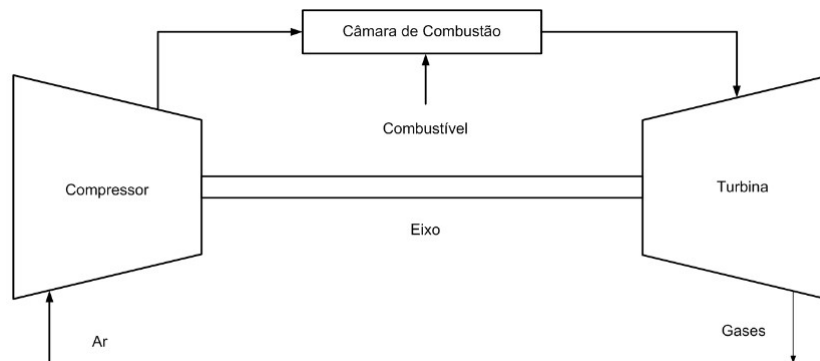


Figura 3.2: Esquema dos componentes de uma turbina de gás [12]

Na aviação são utilizados diversos tipos de turbinas de gás, nomeadamente turbojato, *turbofan*, *turboprop*, *turboshaft* e *propfan*.

Nesta secção será dado ênfase ao funcionamento de motores turbojato, cuja evolução deu origem aos motores turbofan, categoria do motor CFM Leap-1A, objeto desta dissertação, que serão explorados com mais detalhe na secção 3.3.

Os motores turbojato revolucionaram o transporte aéreo no que toca a custos e segurança e velocidade de voo. As primeiras aplicações destes motores remontam à década de 1940, tendo havido várias aplicações notáveis, nomeadamente no Concorde, com os motores SNECMA Olympus. Este tipo de motor foi amplamente utilizado pois permitia não só maiores velocidades como levou ao desenvolvimento de aeronaves com maior capacidade de carga útil uma vez que apresentava rácios tração-peso mais elevados que os motores anteriores. Além disso, o alcance das aeronaves com motores turbojato era maior e a sua manutenção apresentava custos reduzidos em relação a motores *turboprop*.

Embora os motores turbojato ainda sejam utilizados em algumas aeronaves executivas e militares [3], em aeronaves de transporte comercial o mesmo não acontece tão frequentemente. Na verdade, estes motores foram tendencialmente substituídos por motores turbofan, uma vez que estes últimos além de serem tecnologicamente mais avançados, mostravam-se mais eficientes a velocidades reduzidas.

3.3 Motores do tipo Turbofan

Os motores turbofan são um tipo de turbina a gás, que surgiu a partir do desenvolvimento dos motores do tipo turbojato, onde é adicionado um fan na entrada do motor antes do compressor. Este tipo de turbinas a gás aeronáuticas são os mais fiáveis atualmente [3].

Os motores do tipo turbofan podem apresentar várias variações, embora a essência do princípio de funcionamento acabe a ser o mesmo. Assim, os motores turbofan podem ser classificados de acordo com as várias configurações de alguns componentes, diferentes razões de bypass (razão entre os caudais mássicos do caudal frio e caudal quente) e quanto à mistura de caudais antes do escape do motor.

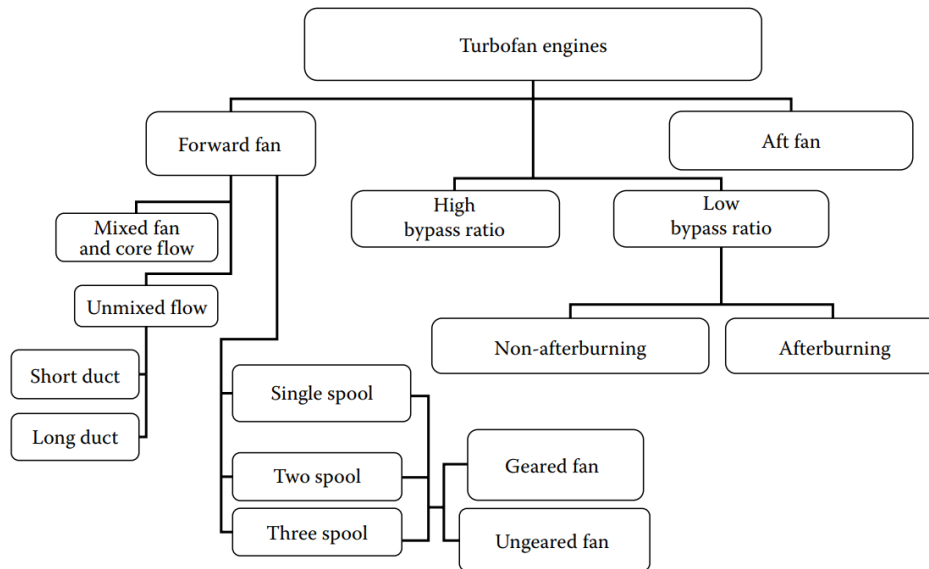


Figura 3.3: Diferentes classificações de um motor turbofan [3]

Assim, partindo da configuração de componentes, no que toca à classificação de acordo com as razões de bypass, os turbofan são divididos entre baixa razão de bypass e alta razão de bypass. É de referir que os motores de baixa razão de bypass são maioritariamente utilizados em aplicações militares pela sua maior potência específica, e subsequente adequação à missão e menores limitações no que ao consumo energético diz respeito. Por outro lado, os motores de alta razão de bypass são predominantemente utilizados para aplicações comerciais, pelos seus reduzidos requisitos energéticos, de forma a serem economicamente competitivos e viáveis para os operadores comerciais, cuja missão não requer uma potência específica tão elevada.

Os motores turbofan são também classificados de acordo com o número de eixos que apresentam, nomeadamente motores de um eixo, dois eixos ou três eixos.

Nestes motores, o caudal de ar que entra no motor começa por ser admitido e comprimido pelo fan e é então dividido em dois caudais distintos: o caudal quente e o caudal frio. O caudal quente é então comprimido novamente nos compressores de baixa e alta pressão. De seguida, este caudal é misturado com combustível e queimado na câmara de combustão, aumentando ainda mais a sua pressão e temperatura. De seguida, este caudal passa pelas turbinas de alta e baixa pressão, acelerando as mesmas e por consequência os compressores que com estas partilham os eixos, mantendo um funcionamento contínuo do motor. Já, por sua vez, o caudal frio após ser comprimido pelo fan escoia em torno do núcleo do motor, podendo antes da tubeira propulsiva ser ou não misturado com o caudal quente, conforme

se pode verificar na figura 3.4, classificando-se assim estes motores também de acordo com este fator, havendo os turbofan com mistura de caudais e sem mistura de caudais.

Nestes motores, o caudal de ar que entra no motor passa por um processo de admissão e compressão realizado pelo fan. De seguida, o caudal de ar é dividido em dois componentes distintos: o caudal quente e o caudal frio. O caudal quente passa pelos compressores de baixa e alta pressão, sendo posteriormente misturado com combustível e queimado na câmara de combustão, resultando num aumento adicional de pressão e temperatura. Por fim, o caudal quente passa pelas turbinas de alta e baixa pressão, impulsionando-as, accionando por consequência os compressores que lhes são coaxiais, garantindo o funcionamento contínuo do motor.

Por outro lado, o caudal frio, após ser comprimido pelo fan, escoar em redor do núcleo do motor e, antes de sair pelo escape, pode ou não ser misturado com o caudal quente, dependendo da configuração específica do motor. A variação na mistura dos caudais permite classificar esses motores como turbofans com mistura de caudais ou sem mistura de caudais.

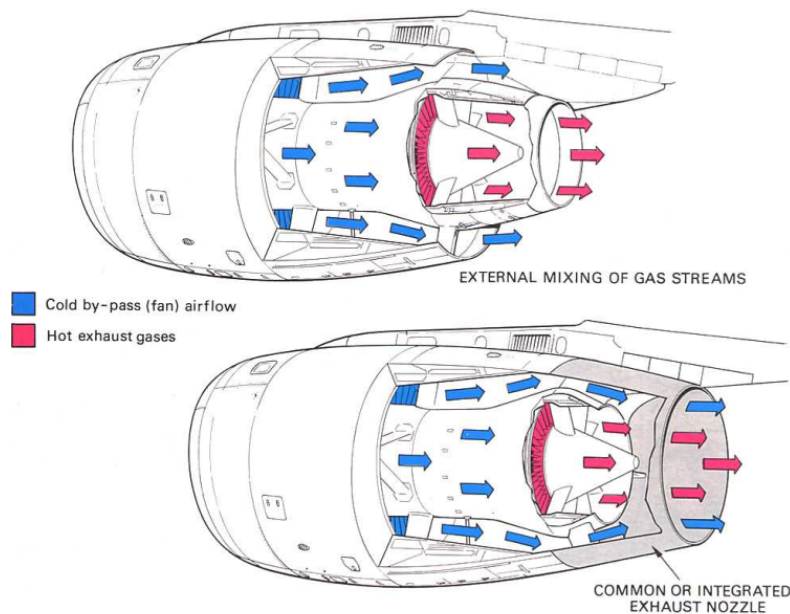


Figura 3.4: Caudal frio (azul) e caudal quente (vermelho) num turbofan sem mistura de caudais (acima) e com mistura de caudais (abaixo) [13]

Os motores turbofan oferecem uma maior eficiência quando comparados com motores turbojato uma vez que uma considerável parte do ar que escoar pelo motor não é aquecido, pelo que não é necessária tanta energia para aquecê-lo e comprimi-lo. Isto leva, evidentemente, a uma redução dos custos de operação, fator preponderante para os operadores aéreos comerciais. Estes motores apresentam também uma produção de ruído substancialmente inferior aos motores do tipo turbojato, questão cada vez mais importante atendendo à crescente consciencialização e legislação no que à redução de ruído diz respeito.

Outros componentes importantes de uma turbina de gás incluem as pás do compressor e da

turbina, que são projetadas para suportar altas temperaturas e forças. Essas pás são feitas de materiais resistentes, como ligas de titânio, níquel e aço. Além disso, as turbinas de gás também possuem sistemas de controle e monitorização, que garantem que o motor funcione de maneira segura e dentro das especificações previamente determinadas. Estes sistemas incluem sensores de temperatura, pressão e velocidade, bem como sistemas de controle da injeção de combustível e da velocidade do motor [14].

3.4 Ciclo de Brayton

O ciclo de Brayton é o ciclo termodinâmico sobre o qual operam as turbinas de gás, sendo que pode ser um ciclo termodinâmico aberto ou fechado, sendo o primeiro caso o mais frequente [15]. No caso em estudo, este ciclo segue os componentes descritos da figura 3.5 abaixo. Este ciclo será aberto uma vez que o ar que atravessa a turbina é escoado para o ambiente. A numeração da figura abaixo será também relevante para a nomenclatura utilizada na descrição dos processos nas seções que se seguem.

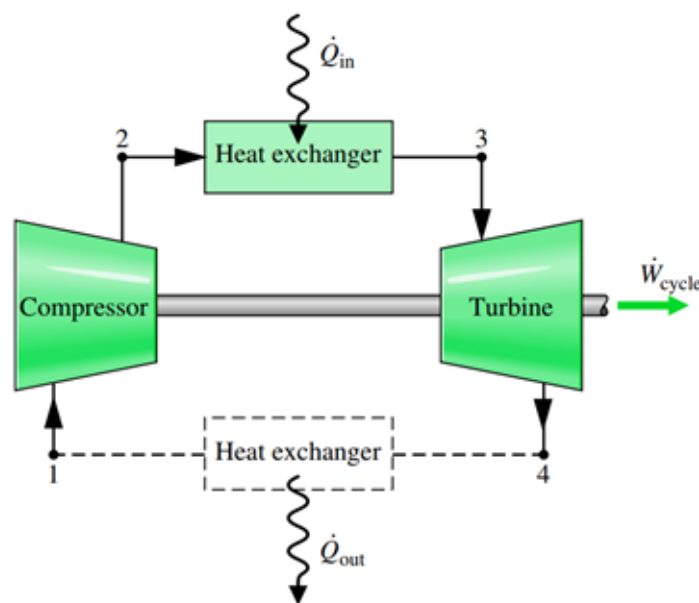


Figura 3.5: Esquema dos componentes da turbina de gás a funcionar no ciclo de Brayton [15]

É de relevar que atendendo às características de funcionamento da turbina de gás, neste estudo estaremos a trabalhar com um ciclo aberto. No entanto, uma vez que as condições do ar escoado para a atmosfera no final do ciclo tendem para as condições atmosféricas, iguais às do ar admitido no início do ciclo, podemos simplificar o ciclo como sendo fechado [15], não existindo, porém, implicação prática desta simplificação.

3.4.1 Ciclo de Brayton Ideal

No caso do ciclo de Brayton ideal são estipuladas algumas considerações iniciais [16]:

- Os processos 1-2 e 3-4 – compressão e expansão - são adiabáticos e reversíveis. Isto é, considera-se que estes processos são isentrópicos e que não sofrem perdas sob forma de calor;
- Os processos 2-3 e 4-1 – aquecimento e arrefecimento - são reversíveis e isobáricos. Ou seja, considera-se que não há perdas de pressão nestes processos.

Assim, os processos do ciclo de Brayton consistem em:

- 1-2: compressão isentrópica. Neste processo, o ar atmosférico é admitido e ao passar pelo compressor é comprimido, aumentando assim a sua pressão e temperatura;
- 2-3: combustão. Neste processo o ar é então misturado com combustível na câmara de combustão e queimado a pressão constante. O fluido de trabalho é, assim, aquecido em condições isobáricas. Existe, por conseguinte, um aumento significativo de temperatura e volume específico.
- 3-4: expansão. Neste processo o ar passa pela turbina onde é expandindo isentropicamente. A sua pressão e temperatura diminuem e verifica-se um ligeiro aumento do volume específico.
- 4-1: arrefecimento. Neste processo o ar é escoado para a atmosfera pelo bocal propulsivo, com velocidade superior àquela a que foi admitido em 1, expandindo-se e libertando calor para a vizinhança.

A relação entropia-entalpia deste ciclo ideal é representada pelo diagrama h-s da figura 3.6 abaixo.

3.4.2 Ciclo de Brayton Real

No caso de um ciclo de Brayton real, as considerações iniciais indicadas na secção anterior para o ciclo de Brayton ideal perdem, naturalmente, a sua validade.

Assim, no ciclo real têm de ser consideradas as perdas nos processos 1-2 e 3-4, e deixamos de poder considerar que o aquecimento e arrefecimento acontecem a pressão constante. Assim, os processos reais não são irreversíveis e sofrem também influência das eficiências reais dos componentes.

A relação da entropia com a entalpia deste ciclo é representada pelo diagrama da figura 3.7 abaixo. Verifica-se assim que há um aumento da entropia no processo 1-2 e 3-4, devido

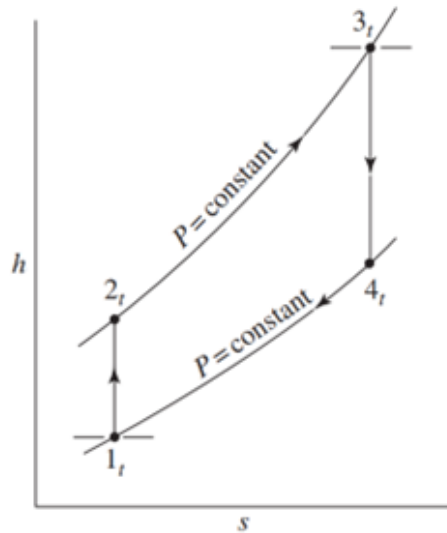


Figura 3.6: Diagrama entalpia-entropia do ciclo de Brayton ideal [16]

essencialmente ao movimento das moléculas gasosas [15].

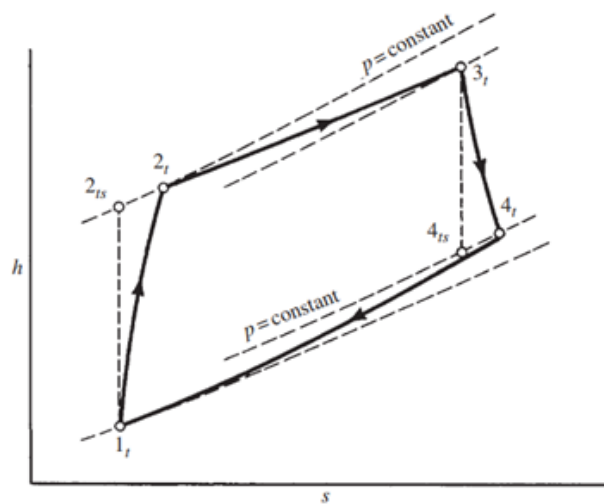


Figura 3.7: Diagrama entalpia-entropia do ciclo de Brayton real em comparação ao ciclo de Brayton ideal. [16]

3.5 O Motor CFM Leap-1A

O motor CFM Leap-1A é um motor turbofan de alto bypass produzido pela CFM International, uma parceria entre a GE Aviation e a Safran Aircraft Engines. Este motor é usado em aeronaves como o Airbus A320neo, o Boeing 737 MAX e o Comac C919, apresentando um desempenho excepcional em termos de eficiência, consumo de combustível e emissão de poluentes. No caso do Leap-1A26, utilizado no A320neo, existe uma redução na ordem dos 12% de consumo de combustível quando comparado com um A320 clássico, equipado com os motores CFM56-5B4/3 [17].



Figura 3.8: Fotografia do motor CFM Leap-1A [18]

3.5.1 Componentes e Configuração

O CFM Leap-1A é um motor turboprop de alto bypass com dois eixos sem mistura de caudais.

O eixo de baixa pressão (N1) é composto pelo fan, compressor de baixa pressão (LPC), e turbina de baixa pressão (LPT).

O eixo de alta pressão (N2) é composto pelo compressor de alta pressão (HPC) e turbina de alta pressão (HPT) e compressor de alta pressão (HPC), conforme se pode verificar na figura 3.9. Esta configuração apresenta, porém, a limitação da operação do fan à velocidade ótima, uma vez que, ao contrário dos motores de três eixos, o fan não é independente [19].

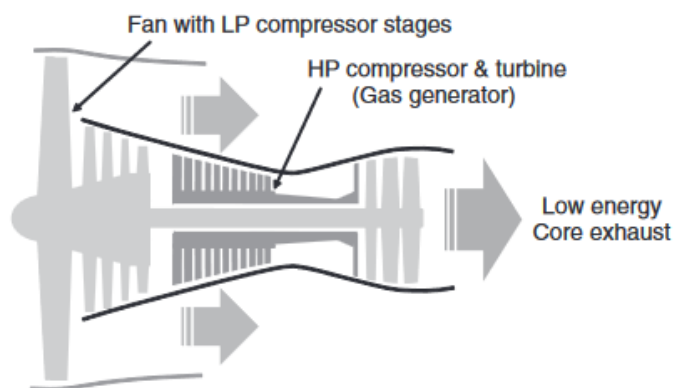


Figura 3.9: Esquema de um motor turboprop de dois eixos, sem mistura de caudais. [19]

O motor CFM Leap-1A apresenta 3 estágios de compressor de baixa pressão (LPC) e 10 estágios de compressor de alta pressão (HPC), responsáveis pela compressão do ar antes da queima do combustível. É de salientar que além disso, o compressor de baixa pressão favorece um aumento da eficiência da compressão.

De seguida, o motor apresenta uma câmara de combustão do tipo anelar, otimizada para combustível de aviação do tipo Jet A-1. Neste componente dá-se a mistura do combustível

com o ar comprimido, para a combustão. Assim, a combustão aumenta a temperatura e a pressão dos gases.

Os gases queimados seguem então para as turbinas, onde são expandidos. No caso do motor CFM Leap-1A a turbina apresenta dois estágios de alta pressão (HPT) e sete estágios de baixa pressão (LPT) [20]. A turbina é responsável pela conversão da energia potencial termodinâmica dos gases queimados em energia mecânica, utilizada para operar os compressores de baixa e alta pressão, bem como o fan [21].

Adicionalmente, sendo o CFM Leap-1A um motor de última geração, apresenta uma série de sistemas de controlo e proteção digitais, nomeadamente o FADEC - *Full Authority Digital Engine Control* - desenvolvido por uma aliança entre a SAFRAN e a BAE Systems. Este sistema além de controlar o fluxo de combustível e o *thrust reverser*, monitoriza os parâmetros de funcionamento do motor para permitir deteção atempada de qualquer falha, aumentando assim a segurança da operação.

3.5.2 Especificações

Para a realização do presente estudo, foram utilizados como referência as especificações abaixo detalhadas na tabela 3.1.

Tabela 3.1: Especificações técnicas do CFM Leap-1A [20][22].

Tração Máxima à Descolagem	120,64 kN
Tração Máxima Contínua	118,68 kN
Razão de Pressões Global (OPR)	40:1
Razão de Pressão do Fan (FPR)	1.8:1
Razão de Pressões do Compressor (CPR)	22:1
Razão de Bypass (β)	11:1
Caudal Mássico (\dot{m}_a)	550 kg s ⁻¹

Capítulo 4

Estudo paramétrico do CFM Leap-1A

4.1 Considerações Iniciais

Para o presente estudo começou-se por definir um conjunto de limites mínimo e máximo para cada um dos parâmetros de entrada do algoritmo *Python* desenvolvido.

Adicionalmente, foram estabelecidas algumas limitações no modelo utilizado, necessárias à execução do trabalho.

Assim, considerou-se o caudal mássico de entrada fixo e o poder calorífico do combustível constante. Estas restrições foram necessárias para simplificar o modelo e permitir uma análise mais precisa e controlada dos parâmetros envolvidos.

Outra limitação imposta foi a não consideração de fenómenos atmosféricos, utilizando-se a atmosfera padrão ICAO. Isso foi feito para garantir que os resultados obtidos fossem comparáveis e replicáveis, independentemente das condições atmosféricas. Além disso, as constantes caloríficas e adiabáticas foram assumidas como constantes, de modo a simplificar a modelagem termodinâmica do motor.

Embora estas limitações possam parecer restritivas, são comuns em estudos iniciais de motores turbofan e permitem uma análise sistemática e cuidadosa dos parâmetros envolvidos. A partir desses resultados iniciais, é possível expandir o modelo para incluir outros fatores e, assim, aumentar a precisão das previsões.

4.2 Modelo Matemático

O modelo matemático aplicado neste trabalho é baseado no modelo proposto pelo autor El-Sayed no seu livro “Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines” [3]. Foram, porém, feitas pequenas alterações na implementação em Python de forma que se pudesse aplicar o modelo de forma iterativa em ciclos de repetição *while*.

4.2.1 Difusor de Admissão

$$P_{t2} = P_a \left[1 + \eta_d \left(\frac{\gamma_c - 1}{2} \right) M^2 \right]^{\gamma_c / \gamma_c - 1} \quad (4.1)$$

$$T_{t2} = T_a \left[1 + \left(\frac{\gamma_c - 1}{2} \right) M^2 \right] \quad (4.2)$$

4.2.2 Fan

$$P_{t3} = \pi_f \times P_{t2} \quad (4.3)$$

$$T_{t3} = T_{t2} \left[1 + \frac{\left(\pi_f^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1 \right)}{\eta_{fn}} \right] \quad (4.4)$$

4.2.3 Compressor de Baixa Pressão - LPC

$$P_{t4} = \pi_{LPC} \times P_{t3} \quad (4.5)$$

$$T_{t4} = T_{t3} \left[1 + \frac{\left(\pi_f^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1 \right)}{\eta_{LPC}} \right] \quad (4.6)$$

4.2.4 Compressor de Alta Pressão - HPC

$$P_{t5} = \pi_{HPC} \times P_{t4} \quad (4.7)$$

$$T_{t5} = T_{t4} \left[1 + \frac{\left(\pi_f^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1 \right)}{\eta_{HPC}} \right] \quad (4.8)$$

4.2.5 Câmara de Combustão

$$TIT = [1000, 1100, 1200, 1300, 1400] \text{ [K]} \quad (4.9)$$

$$P_{t6} = \eta_c \times P_{t5} \quad (4.10)$$

$$f = \frac{(Cp_h \times T_{t6} - Cp_c \times T_{t5})}{(\eta_b \times Q_{hv} - Cp_h \times T_{t6})} \quad (4.11)$$

4.2.6 Turbina de Alta Pressão - HPT

Balço energético:

$$W_{HPT} = W_c \quad (4.12)$$

$$T_{t7} = T_{t6} - \left(\frac{Cp_c \times (T_{t5} - T_{t4})}{Cp_h(1 + f)} \right) \quad (4.13)$$

$$P_{t7} = P_{t6} \left(1 - \frac{T_{t6} - T_{t7}}{\eta_{HPT} \times T_{t6}} \right)^{(\gamma_h/\gamma_h-1)} \quad (4.14)$$

4.2.7 Turbina de Alta Pressão - LPT

Balço energético:

$$W_{LPT} = W_{LPC} + W_{fan}(1+\beta)\dot{m}_a C_p (T_{t3} - T_{t2}) + \dot{m}_a C_p (T_{t4} - T_{t3}) = \dot{m}_a (1+f) C_p (T_{t7} - T_{t8}) \quad (4.15)$$

$$T_{t8} = T_{t7} - \left(\frac{1+\beta}{1+f} \right) \left(\frac{C_p}{C_{ph}} \right) (T_{t3} - T_{t2}) - \left(\frac{C_p}{C_{ph}(1+f)} \right) (T_{t4} - T_{t3}) \quad (4.16)$$

$$P_{t8} = P_{t7} \left(1 - \left(\frac{T_{t6} - T_{t7}}{\eta_{tLPT} \times T_{t6}} \right) \right)^{(\gamma_h/\gamma_h-1)} \quad (4.17)$$

4.2.8 Tubeira Quente

$$P_9 = P_{t8} \left(1 - \frac{1}{\eta_n} \left(\frac{\gamma_h - 1}{\gamma_h + 1} \right) \right)^{\gamma_h/\gamma_h-1} \quad (4.18)$$

$$T_9 = \frac{T_{t8}}{\left(\frac{\gamma_h+1}{2} \right)} \quad (4.19)$$

$$V_9 = \sqrt{\gamma_h R T_9} \quad (4.20)$$

4.2.9 Tubeira Frio

$$P_{11} = P_{t3} \left(1 - \frac{1}{\eta_m} \left(\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c + 1} \right) \right)^{\gamma_c/\gamma_c-1} \quad (4.21)$$

$$T_{11} = \frac{T_{t3}}{\left(\frac{\gamma_h+1}{2} \right)} \quad (4.22)$$

$$V_{11} = \sqrt{\gamma_c R T_{11}} \quad (4.23)$$

4.2.10 Tração Específica

$$\begin{aligned} \frac{T}{\dot{m}_a} &= \frac{\beta}{1+\beta} V_{11} + \frac{1}{1+\beta} (1+f) V_9 - V_f + \left(\frac{1+f}{1+\beta} \right) \left(\frac{R T_9}{P_9 V_9} \right) (P_9 - P_a) \\ &+ \frac{\beta}{1+\beta} \frac{R T_{11}}{P_{11} V_{11}} (P_{11} - P_a) \end{aligned} \quad (4.24)$$

4.2.11 Tração

$$\begin{aligned}\dot{m}_a &= \rho_a \times A_{\text{inlet}} \times V_{\text{inlet}} \\ &= \frac{P_a}{R \times T_a} \times A_{\text{inlet}} \times M \times \sqrt{\gamma_c \times R \times T_a} \\ T &= (T/\dot{m}_a) \times \dot{m}_a\end{aligned}\quad (4.25)$$

4.2.12 TSFC

$$\text{TSFC} = \frac{f}{T/\dot{m}_a} \quad (4.26)$$

$$ST = \frac{\beta}{1+\beta} V_{11} + \frac{1+f}{1+\beta} V_9 + \frac{1+f}{1+\beta} \frac{RT_9}{P_9 V_9} (P_9 - P_0) + \frac{\beta}{1+\beta} \frac{RT_{11}}{P_{11} V_{11}} (P_{11} - P_a) \quad (4.27)$$

4.3 Implementação e Parâmetros Estudados

4.3.1 Notação das Estações do Motor

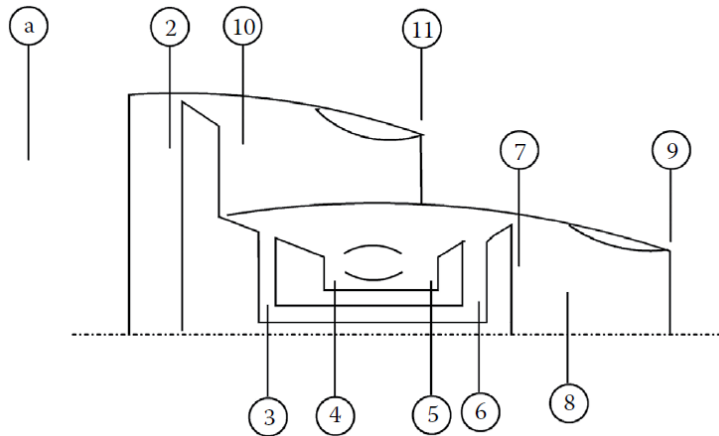


Figura 4.1: Numeração das estações do motor.

O modelo simplificado do turbopropulsor de alto-bypass sem mistura de caudais pode ser dividido em dez estações numeradas de 2 a 11, além da representação da atmosfera (a). A primeira estação do motor é a admissão, representada na figura acima e no modelo matemático pelo sufixo “2”.

Após a admissão, há a separação dos caudais quente e frio, sendo que as estações são numeradas conforme se indica.

Caudal frio:

- 10: caudal frio após passagem no fan;

- 11: escape frio.

Caudal quente:

- 3: caudal quente após passagem no LPC;
- 4: caudal quente após passagem no HPC;
- 5: caudal quente após passagem no combustor;
- 6: caudal quente após passagem no HPT;
- 7: caudal quente após passagem no LPT;
- 8: escape quente.

4.3.2 Variáveis de entrada

Este estudo paramétrico considera um conjunto de variáveis de entrada que influenciam diretamente o desempenho do motor. Entre as variáveis selecionadas, incluem-se o número de Mach de voo, a pressão atmosférica, a temperatura do ar ambiente, a razão de bypass, a razão de compressão do fan, a razão de compressão do compressor de baixa pressão (LPC), a razão de compressão do compressor de alta pressão (HPC), a temperatura de entrada na turbina (TIT) e o caudal mássico.

O número de Mach de voo é uma variável crucial que afeta diretamente o desempenho do motor, pois está diretamente relacionado com a velocidade da aeronave e a velocidade de escoamento do ar através do motor. A pressão atmosférica e a temperatura do ar ambiente são variáveis que afetam a massa específica do ar, afetando diretamente o fluxo de ar através do motor.

A razão de bypass é a razão entre o caudal mássico de ar que passa pelo ducto frio e o caudal mássico de ar que passa pelo núcleo do motor, afetando a quantidade de tração gerado e o consumo específico de combustível. A razão de compressão do fan é a relação entre a pressão de saída do fan e a pressão de entrada no fan. Já a razão de compressão do LPC é a razão entre a pressão de saída do compressor de baixa pressão e a pressão de entrada do compressor de baixa pressão. E, por fim, a razão de pressão do HPC é a relação entre a pressão de saída do compressor de alta pressão e a pressão de entrada no compressor de alta pressão.

A temperatura de entrada na turbina (TIT) é uma variável que afeta diretamente o desempenho da turbina, afetando a eficiência do motor e a quantidade de tração gerada. Por fim, o caudal mássico de admissão é a massa de ar que entra do motor, por unidade de tempo, afetando diretamente a tração e o consumo específico de combustível.

4.3.3 Variáveis de saída

As variáveis de saída deste estudo incluem a tração e o consumo específico de combustível (TSFC). A tração é a força gerada pelo motor, que impulsiona a aeronave e está diretamente relacionada com a quantidade de ar que passa pelo motor. A tração é afetada pelas variáveis de entrada selecionadas, como a razão de bypass, a razão de compressão do fan e a razão de compressão do compressor de alta pressão.

O consumo específico de combustível (TSFC) é um indicador da eficiência do motor, sendo a quantidade de combustível necessária para gerar uma unidade de tração. O TSFC é uma variável importante para entender o desempenho do motor em termos de eficiência energética e custo operacional. O TSFC é afetado pelas variáveis de entrada, como a temperatura de entrada na turbina (TIT) e a razão de bypass, além da geometria do motor e das características termodinâmicas do fluido de trabalho.

Ao estudar as variações das variáveis, é possível compreender o impacto que elas têm na tração e no TSFC do motor. Por exemplo, um aumento na razão de bypass pode reduzir o consumo específico de combustível (TSFC), mas também pode reduzir a tração. Já um aumento na temperatura de entrada na turbina (TIT) pode aumentar a tração, mas também pode aumentar o consumo específico de combustível (TSFC). Portanto, é importante entender como cada variável de entrada afeta cada variável de saída e encontrar um equilíbrio entre a tração e o consumo específico de combustível (TSFC) para maximizar a eficiência e o desempenho do motor.

4.3.4 Implementação em Python

O código desenvolvido para o presente estudo paramétrico foi feito na linguagem python, tendo para essa escolha contribuído a sintaxe simples e legibilidade, a ampla disponibilidade de bibliotecas e frameworks, a grande comunidade em torno desta linguagem e o suporte ativo que oferece, bem como a simplicidade da sua aprendizagem e utilidade futura.

Inicialmente, o código define os dados do motor, que incluem parâmetros cruciais para a análise, como a temperatura de entrada na turbina (TIT), o número de Mach e a altitude. Essas informações são fundamentais para simular diversas condições operacionais que um motor pode encontrar durante o voo.

De seguida, a função principal do estudo paramétrico é executada, e ela é composta por várias sub-rotinas em ciclos *while* que analisam diferentes variáveis de entrada em relação à TIT. Por exemplo, cada sub-rotina examina o efeito da variação da TIT para cada variável específica, como o número de Mach, a altitude, a razão de bypass, as razões de pressão do fan, LPC e HPC. Essas sub-rotinas permitem investigar o impacto de cada variável de entrada no desempenho geral do motor.

Dentro de cada sub-rotina, o código realiza uma série de cálculos para modelar o comportamento do motor numa determinada condição de operação. Inicialmente, são calculadas a pressão e a temperatura de estagnação após o fan e o compressor, o que fornece informações sobre o estado do caudal do fluido de trabalho nesses estágios. De seguida, é introduzida a TIT previamente definida e os cálculos subsequentes levam em consideração esse valor específico.

Uma etapa importante no código é o balanço energético das turbinas, onde ocorrem cálculos adicionais para determinar a pressão e a temperatura de estagnação após as turbinas. Essas grandezas são essenciais para entender o desempenho térmico do motor e suas características específicas em relação às variáveis de entrada analisadas.

O código também avalia se há bloqueio na tubeira fria e quente, o que afeta diretamente o processo de expansão do ar. Se o bloqueio ocorrer, o ar é expandido à pressão crítica, resultando numa temperatura na tubeira correspondente à temperatura crítica. Caso não haja bloqueio, o ar é expandido à pressão ambiente, resultando numa temperatura na saída da tubeira igual à temperatura ambiente. Essas condições são determinadas por meio de verificações lógicas no código.

Por fim, o código realiza o cálculo da tração específica, tração e consumo específico. Essas grandezas são de grande importância para avaliar o desempenho geral do motor em cada configuração específica analisada.

Em resumo, o código desenvolvido, através de uma sequência de etapas bem definidas, simula as diferentes condições operacionais dentro do motor e analisa o seu desempenho em

relação a várias variáveis de entrada.

A implementação acima descrita seguiu a lógica demonstrada nos fluxogramas abaixo (figuras 4.2 e 4.3).

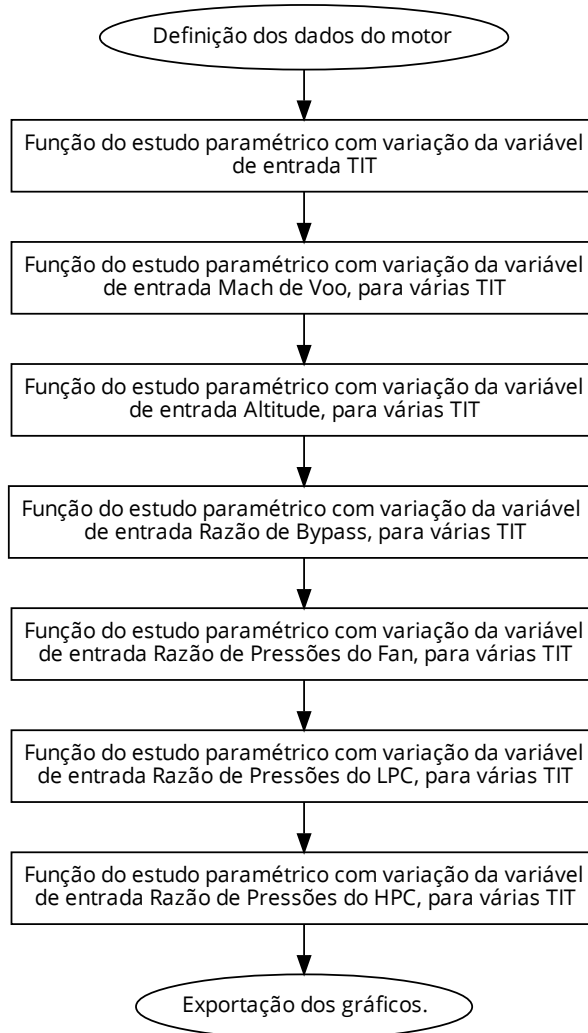


Figura 4.2: Fluxograma do código implementado

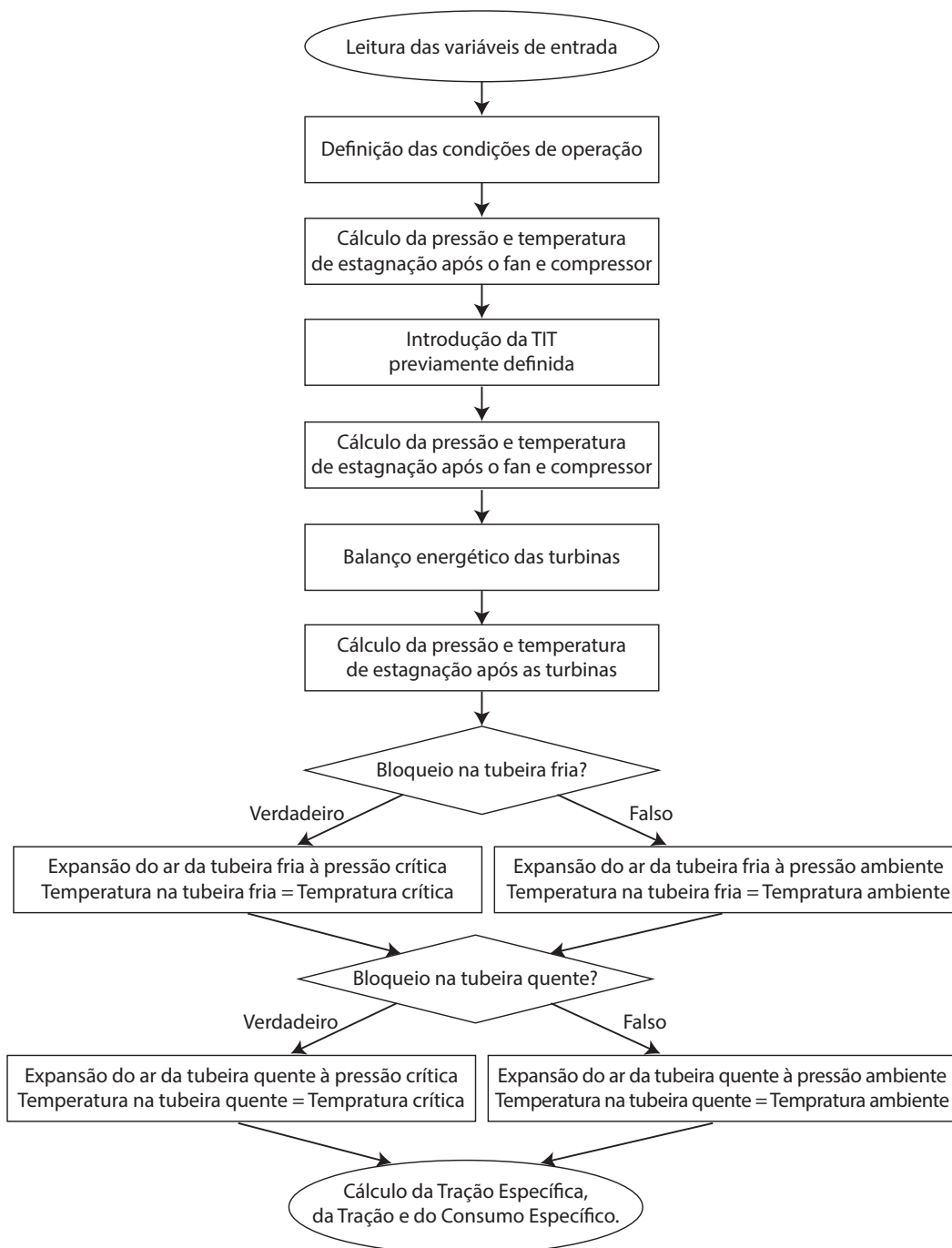


Figura 4.3: Fluxograma da função implementada

Capítulo 5

Resultados

5.1 Influência da Variação da Altitude

Para estudar a influência da variação da altitude, variou-se a pressão e temperatura ambiente em função da altitude, e todos os outros parâmetros foram fixados em condições de cruzeiro, considerando-se um número de Mach de 0.7.

Quanto se aumenta a altitude do voo, o desempenho do motor é diretamente afetado uma vez que, conforme visto anteriormente, há uma diminuição da pressão atmosférica e por consequência da massa específica do ar admitido.

Assim, à medida que a altitude aumenta, a tração diminui, conforme se verifica na figura 5.1. Isto deve-se a uma redução do caudal mássico do ar admitido, o que significa que há menos oxigênio disponível para a queima do combustível. Como resultado, a quantidade de combustível que pode ser queimada é reduzida, o que leva a uma redução na força que o motor pode gerar. A tração específica também diminui com a altitude, já que o caudal mássico de ar que entra no motor é menor, tal como se vê na figura 5.2.

Já o TSFC aumenta com a altitude, conforme se verifica na figura 5.3. Com efeito, a redução da massa específica do ar significa que é necessário aumentar a taxa de fluxo de combustível para manter a proporção de ar-combustível necessária para a combustão ideal. Como o caudal mássico de ar que entra no motor é reduzido, a eficiência de combustão também pode ser afetada, o que leva a um aumento no consumo de combustível.

Outro fator que afeta o desempenho do motor em altitudes elevadas é o número de Mach do ar admitido. À medida que a aeronave sobe em altitude, a velocidade do som diminui e, por conseguinte, o número de Mach do motor aumenta. Isso pode ter um impacto na velocidade do escape, pois a velocidade do escape é limitada pelo Mach do ar na admissão.

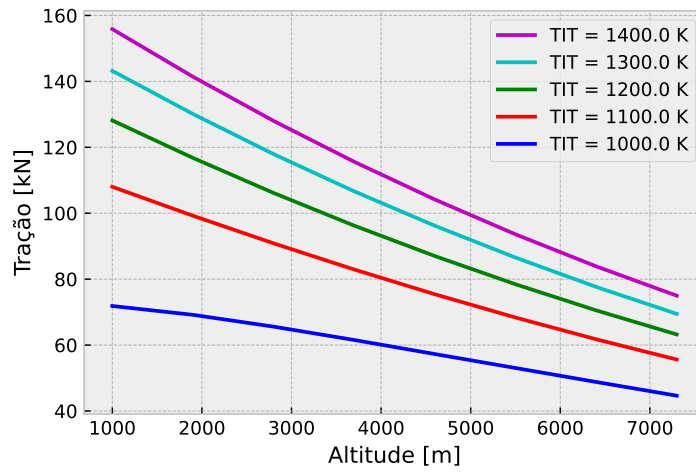


Figura 5.1: Variação da tração com a altitude para várias TIT.

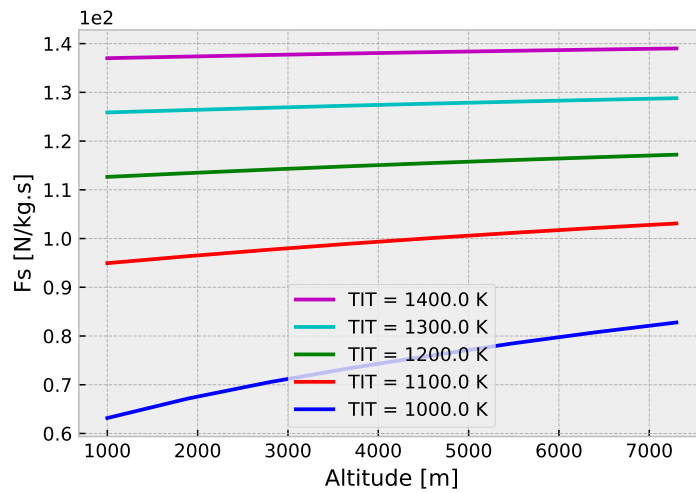


Figura 5.2: Variação da tração específica com a altitude, para várias TIT.

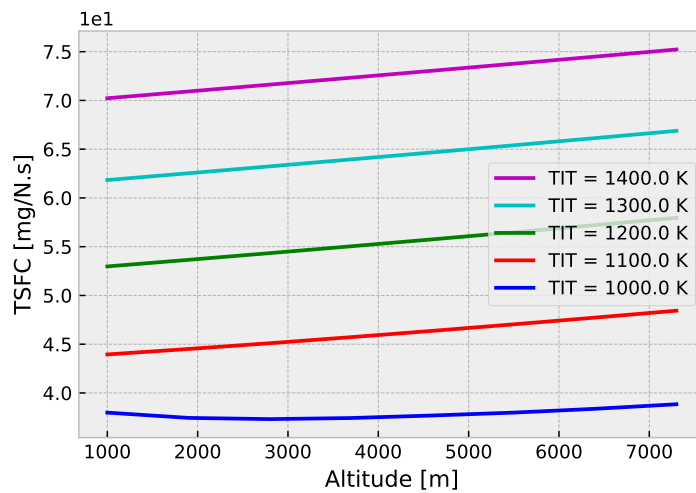


Figura 5.3: Variação do TSFC com a altitude, para várias TIT.

5.2 Influência da Variação do Número de Mach de Voo

Para estudar a influência da variação do número de Mach, todos os outros parâmetros foram fixados em condições de cruzeiro, considerando-se uma altitude de 10 500 m.

O aumento do número de Mach de voo tem efeitos significativos no desempenho do motor, nomeadamente a diminuição da tração e o aumento do consumo específico de combustível (TSFC).

À medida que a velocidade de voo aumenta, o ar que é admitido no motor é comprimido a pressão e temperatura mais elevadas. Isto leva a uma redução na massa específica do ar, o que significa que o caudal mássico de ar que é admitido no motor é menor. Como resultado, a quantidade de ar que entra no motor, e assim a quantidade de ar que é comprimido e combustível queimado, diminui.

Essa redução na quantidade de ar admitido afeta a tração gerada pelo motor, conforme se verifica nas figuras 5.4 e 5.5. A quantidade de energia disponível para produzir a tração é menor porque há menos ar disponível para a combustão, reduzindo a eficiência da combustão. À medida que a velocidade de voo aumenta ainda mais, a tração gerada pelo motor diminui ainda mais, tornando-se cada vez mais difícil para a aeronave contrariar as forças de arrasto, e conseqüentemente manter a velocidade de voo.

Além disso, o aumento da temperatura do ar comprimido também pode levar a um aumento no consumo específico de combustível (TSFC), visível na figura 5.6. Isso ocorre porque existe um menor caudal mássico de ar, e conseqüentemente há uma menor quantidade de combustível queimado. Isto pode ser particularmente problemático em altitudes elevadas, onde a massa específica do ar é baixa e a quantidade de ar que entra no motor é intrinsecamente reduzida.

Em resumo, o aumento do número de Mach de voo num turbofan pode levar a uma diminuição na tração gerada pelo motor e a um aumento no consumo específico de combustível (TSFC). Tal sucede porque a quantidade de ar que entra no motor vai sendo cada vez mais reduzida à medida que a velocidade de voo aumenta, o que resulta numa redução na quantidade de energia disponível para produzir tração. Além disso, a temperatura mais alta do ar comprimido também pode levar a um aumento no consumo de combustível para manter a tração necessária.

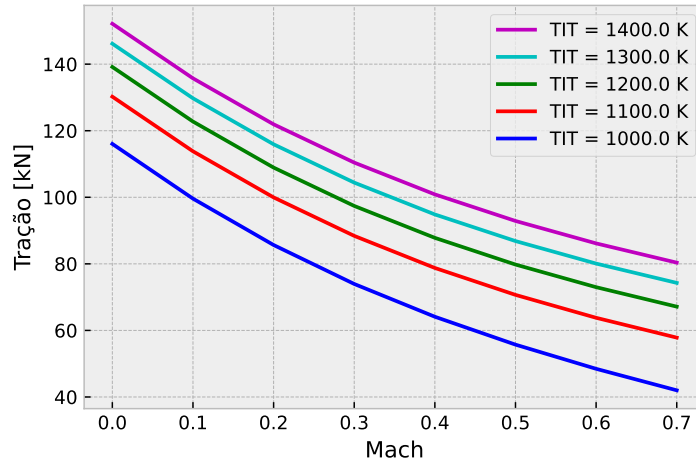


Figura 5.4: Variação da tração com o número de Mach, para várias TIT.

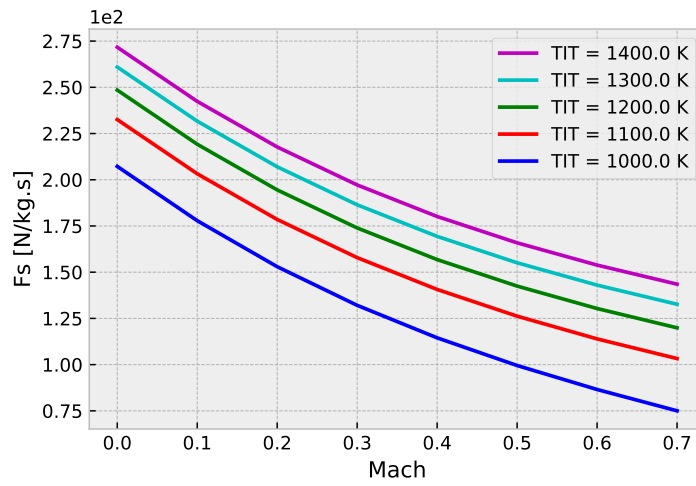


Figura 5.5: Variação da tração específica com o número de Mach, para várias TIT.

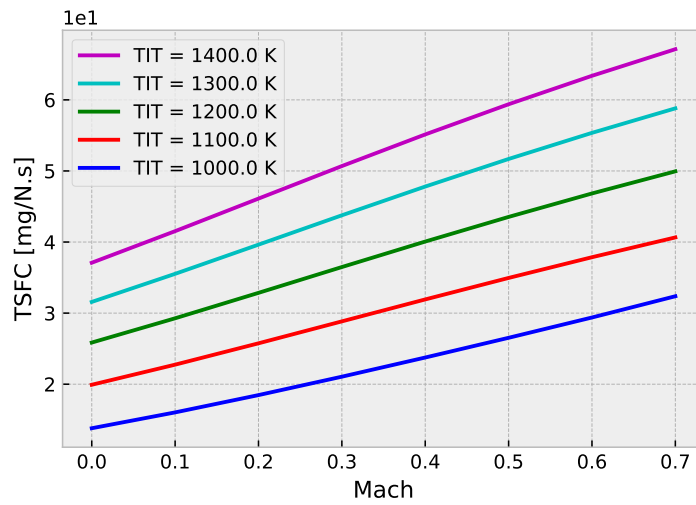


Figura 5.6: Variação do TSFC com o número de Mach, para várias TIT.

5.3 Influência da Variação da Temperatura de Entrada da Turbina

Para estudar a influência da variação da TIT, todos os outros parâmetros foram fixados em condições de cruzeiro, considerando-se uma altitude de 10 500 m e um número de Mach de 0.7.

À medida que a TIT aumenta, o desempenho do motor é afetado de várias maneiras, nomeadamente com o aumento da tração gerada e o aumento do consumo específico de combustível.

Quando a TIT aumenta, a temperatura dos gases de escape que escoam pela turbina também aumenta. Essa temperatura mais alta reflete-se num aumento da energia cinética dos gases de escape e, portanto, verifica-se um aumento da velocidade da turbina. Este aumento da velocidade resulta num aumento na tração gerada pelo motor, uma vez que maior velocidade da turbina significa mais energia para girar as pás do compressor, o que leva a uma maior compressão do ar para a queima de combustível e, portanto, aumento da tração, tal como se verifica nas figuras 5.7 e 5.8.

No entanto, o aumento da TIT também leva a um aumento no consumo específico de combustível (TSFC), conforme se verifica na figura 5.9. Isso ocorre porque o aumento da temperatura leva a uma maior taxa de combustão, o que significa que é necessária maior quantidade de combustível para que a razão ar-combustível necessária para a queima seja ideal. Porém, se a TIT for muito alta, a combustão pode ocorrer muito rapidamente, causando uma explosão em vez de uma combustão controlada. Isso pode resultar em uma perda de eficiência do motor, uma vez que nem todo o combustível é queimado adequadamente para gerar tração.

Além disso, o aumento da TIT também pode ter efeitos negativos na vida útil do motor. As temperaturas mais altas podem levar a fadiga térmica e mecânica, ou seja, a um maior desgaste dos componentes do motor, nomeadamente da câmara de combustão e das pás da turbina. Assim, um aumento do TIT pode levar a falhas prematuras. É, portanto, necessário equilibrar cuidadosamente a TIT com a tração e o consumo específico de combustível, tendo em conta a vida útil do motor, para maximizar o seu desempenho e durabilidade.

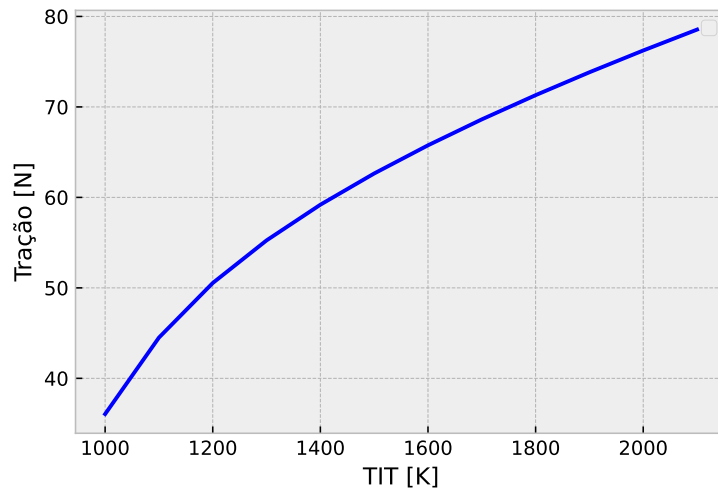


Figura 5.7: Variação da tração com a TIT.

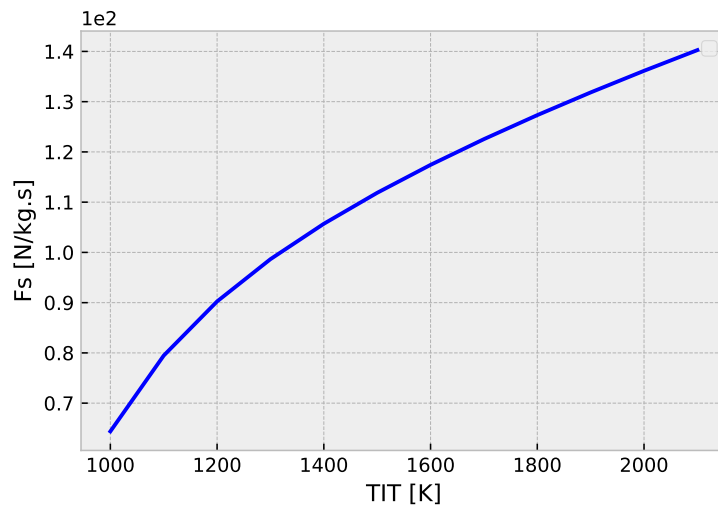


Figura 5.8: Variação da tração específica com a TIT.

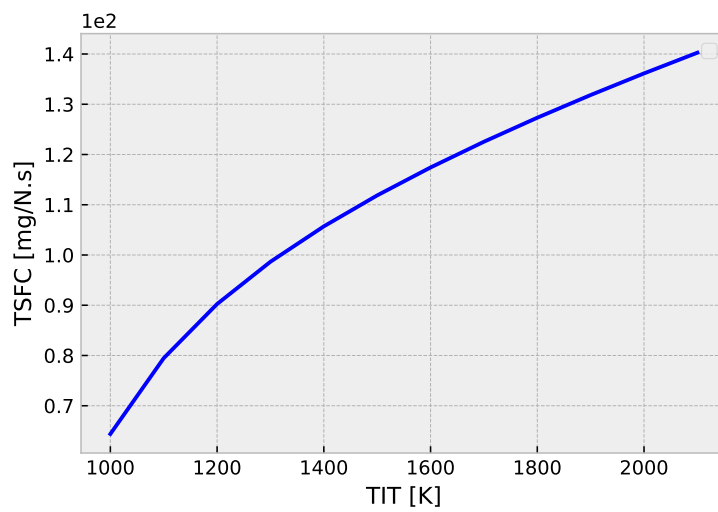


Figura 5.9: Variação do TSFC com a TIT.

5.4 Influência da Variação da Razão de Bypass

Para estudar a influência da variação da razão de bypass, todos os outros parâmetros foram fixados em condições padrão da aeronave e de cruzeiro, considerando-se uma altitude de 10 500 m e um número de Mach de 0.7.

Nesta secção são analisados os resultados obtidos para a variação da razão de bypass.

Quando a razão de bypass aumenta, aumenta o caudal mássico do escoamento frio (em torno do núcleo do motor), havendo uma diminuição na quantidade de ar que é comprimido e queimado no núcleo do motor e, por conseguinte, do escoamento quente.

A diminuição do caudal mássico do escoamento quente reduz significativamente a energia disponível para gerar tração. Adicionalmente, o caudal frio tende a ser menos energético do que o caudal quente, o que leva a uma redução na eficiência geral do motor. Assim, com o aumento da razão de bypass, há uma diminuição da Tração e da Tração Específica, conforme se pode verificar nas figuras 5.10 e 5.11.

Seguindo a mesma lógica, ao haver menor quantidade de ar a passar no núcleo do motor, será necessária menos energia na queima do combustível, o que leva a uma diminuição do TSFC, conforme se verifica na figura 5.12

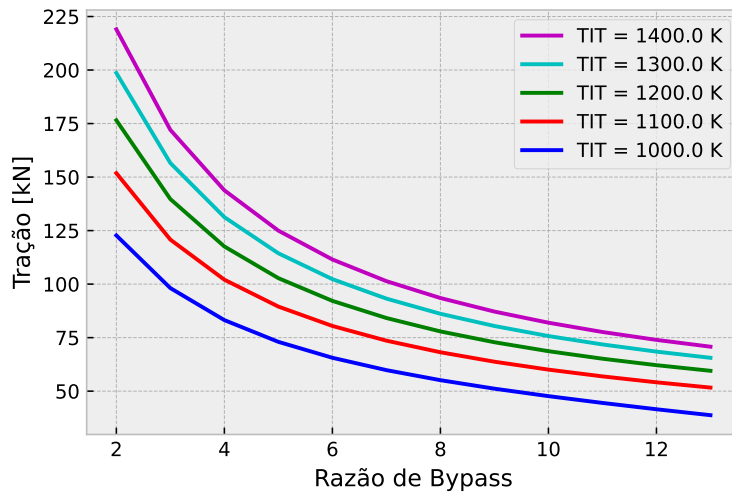


Figura 5.10: Variação da tração com a razão de Bypass, para várias TIT.

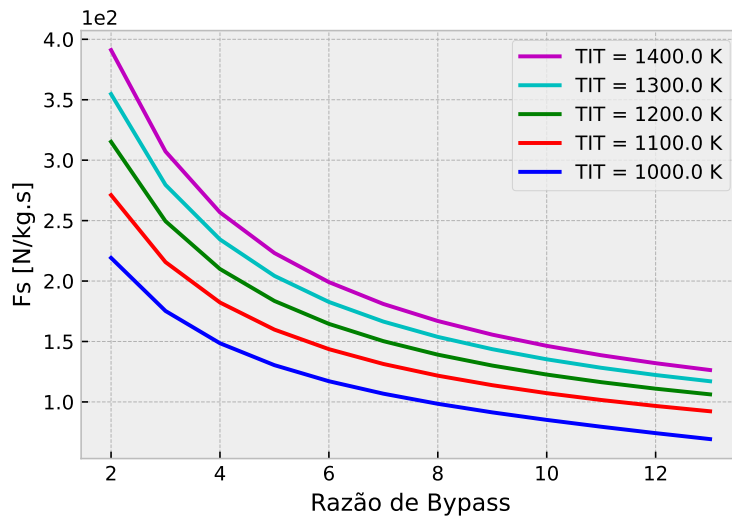


Figura 5.11: Variação da tração específica com a razão de Bypass, para várias TIT.

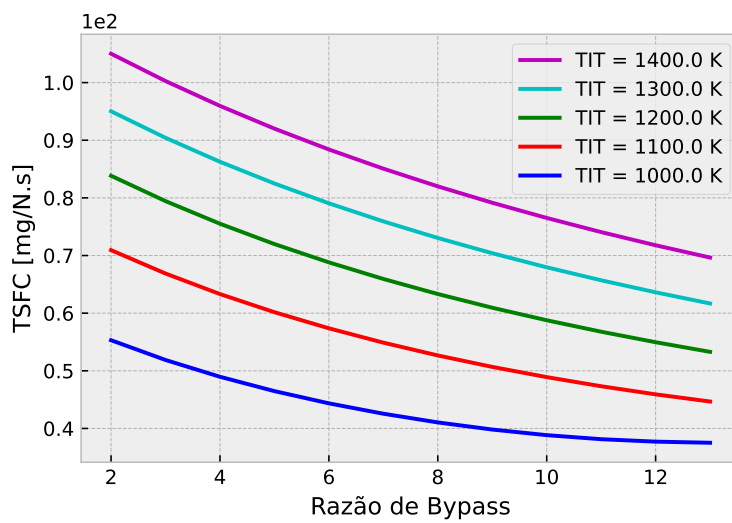


Figura 5.12: Variação do TSFC com a razão de Bypass, para várias TIT.

5.5 Influência da Variação da Razão de Pressões do LPC

Para estudar a influência da variação da razão de pressões do LPC, todos os outros parâmetros foram fixados em condições padrão da aeronave e de cruzeiro, considerando-se uma altitude de 10 500 m e um número de Mach de 0.7.

À medida que a razão de pressões do LPC aumenta, aumenta a pressão do ar que entra no HPC.

Por sua vez, um aumento na pressão do ar que entra no HPC resulta numa maior quantidade de ar comprimido e queimado, o que leva a um aumento na tração gerada pelo motor. Além disso, um aumento na pressão do ar que entra no HPC pode melhorar a eficiência geral do motor, o que pode levar a uma redução no consumo específico de combustível (TSFC).

À medida que a pressão do ar que entra no HPC aumenta, a temperatura do ar também aumenta devido à compressão adiabática. Isso significa que o ar comprimido no HPC está em uma temperatura mais elevada, o que pode aumentar a eficiência do processo de combustão. Quando o combustível é adicionado ao ar comprimido, a queima é mais completa devido à maior eficiência do processo de combustão, o que resulta em uma maior geração de energia e, portanto, em uma maior tração gerada pelo motor.

Além disso, um aumento na razão de pressões do HPC pode melhorar a eficiência do motor, o que pode levar a uma redução no consumo específico de combustível (TSFC).

Outro fator importante é que um aumento na pressão do ar que entra no HPC pode aumentar a eficiência do compressor, o que leva a uma redução na quantidade de energia necessária para comprimir o ar. Isso significa que menos energia é desperdiçada no processo de compressão, o que leva a uma redução no consumo específico de combustível (TSFC). Além disso, um compressor mais eficiente pode aumentar a pressão do ar que entra no HPC sem aumentar a quantidade de trabalho necessária para comprimir o ar.

Por fim, conclui-se que o aumento da razão de pressões do LPC leva a um aumento na tração gerada pelo motor (figuras 5.13 e 5.14) e a uma redução no consumo específico de combustível (TSFC) (figura 5.15).

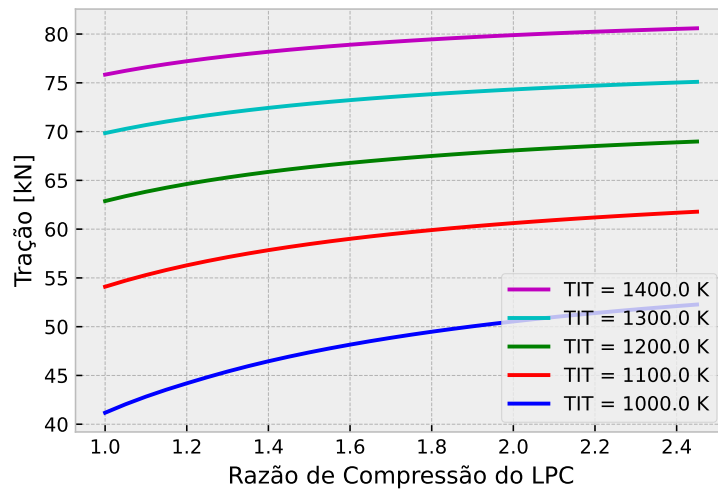


Figura 5.13: Variação da tração com a razão de pressões do LPC, para várias TIT.

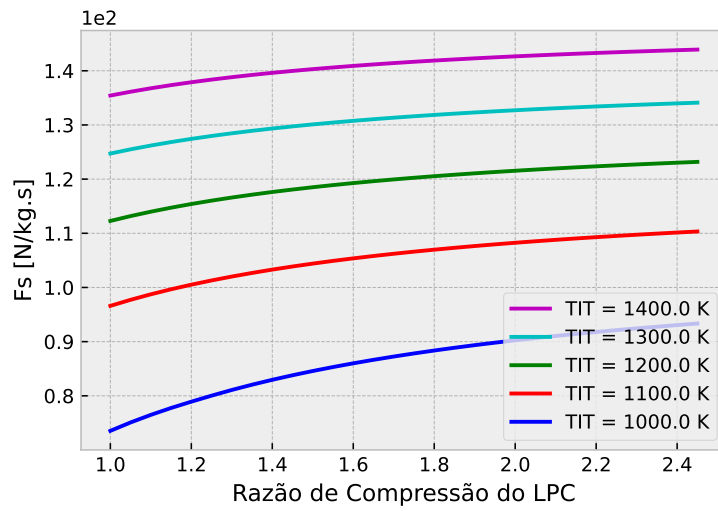


Figura 5.14: Variação da tração específica com a razão de pressões do LPC, para várias TIT.

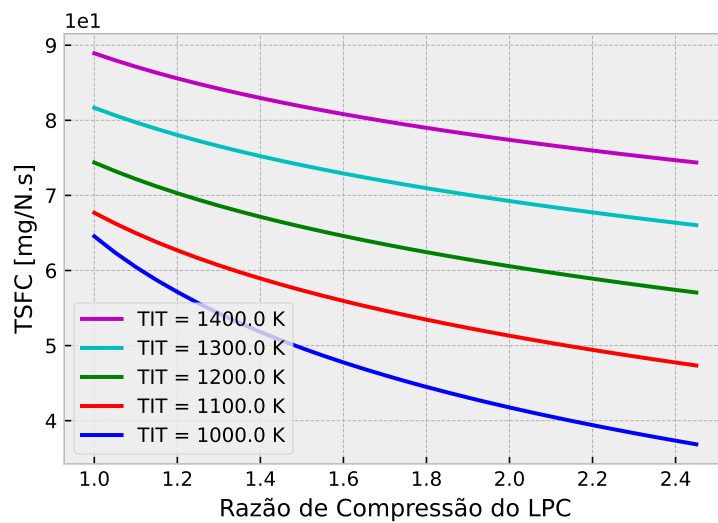


Figura 5.15: Variação do TSFC com a razão de pressões do LPC, para várias TIT.

5.6 Influência da Variação da Razão de Pressões do HPC

Para estudar a influência da variação da razão de pressões do HPC, todos os outros parâmetros foram fixados em condições padrão da aeronave e de cruzeiro, considerando-se uma altitude de 10 500 m e um número de Mach de 0.7.

A razão de pressões do HPC (compressor de alta pressão) é outro indicador importante do desempenho do motor. Com efeito, um aumento da razão de pressões do HPC significa um aumento da pressão do ar que entra na câmara de combustão, o que pode afetar diretamente a tração do motor e o TSFC.

Na verdade, o aumento da pressão do ar que é queimado na câmara de combustão também aumenta a sua massa específica, permitindo que mais ar queime com a mesma quantidade de combustível. Isto resulta num aumento da tração para o motor.

Além disso, aumentar a razão de pressões do HPC pode diminuir o TSFC do motor. Isso ocorre porque aumentar a pressão do ar que entra na câmara de combustão aumenta a eficiência do processo de combustão. Quanto maior a pressão do ar que entra na câmara de combustão, mais uniforme fica a mistura ar-combustível, permitindo que o combustível queime completamente. Isso aumenta a produção de energia por unidade de combustível queimado, potencialmente levando a uma redução no TSFC. Além disso, aumentar a razão de pressões do HPC pode aumentar a eficiência do compressor, o que pode levar a uma diminuição no TSFC.

Isso ocorre porque um compressor mais eficiente pode aumentar a pressão do ar que entra na câmara de combustão sem aumentar significativamente a quantidade de energia necessária para comprimir o ar. Como resultado, menos energia é desperdiçada no processo de compressão e o TSFC é reduzido.

Em resumo, aumentar a razão de pressões do HPC de um motor turbofan leva a um aumento da tração do motor e diminuição do TSFC, conforme se pode verificar, respectivamente, nas figuras 5.16 e 5.18.

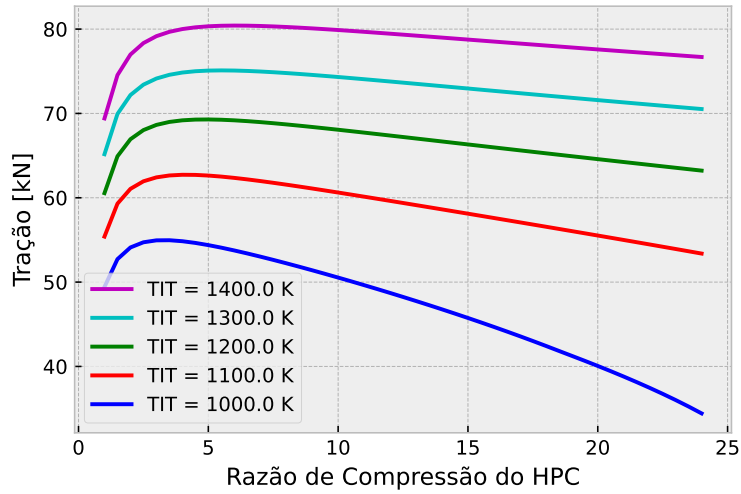


Figura 5.16: Variação da tração com a razão de pressões do HPC, para várias TIT.

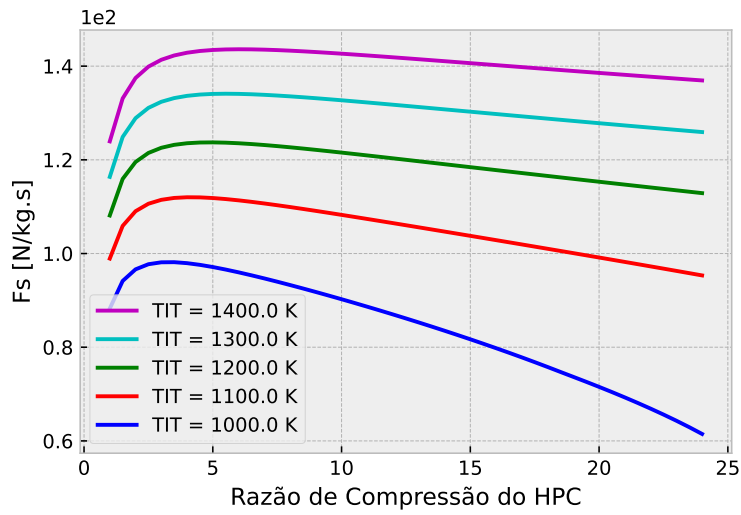


Figura 5.17: Variação da tração específica com a razão de pressões do HPC, para várias TIT.

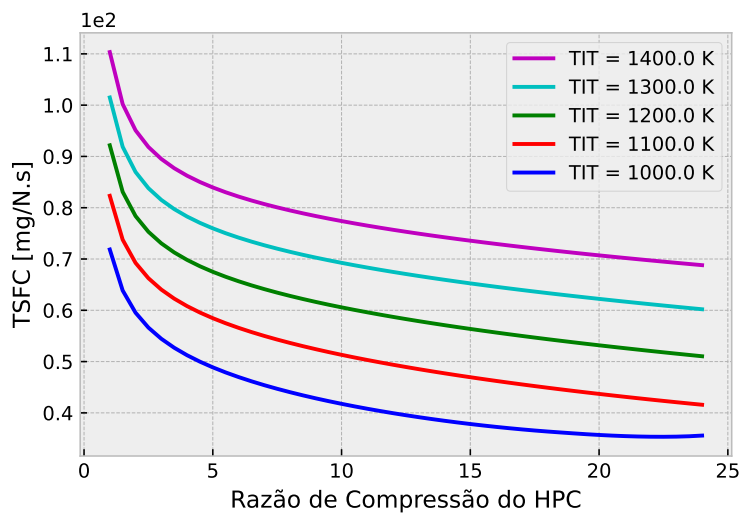


Figura 5.18: Variação do TSFC com a razão de pressões do HPC, para várias TIT.

Capítulo 6

Conclusão

6.1 Discussão dos Resultados

A simulação numérica de um motor turbofan é um processo muito complexo, o que exige diversas simplificações. O modelo do motor é simplificado a partir de suas características principais, e as condições da atmosfera são representadas através de modelos também simplificados. Estas simplificações têm o objetivo de facilitar o processo de simulação, mas também podem, naturalmente, afetar a precisão dos resultados.

Apesar dessas simplificações, os resultados obtidos pela simulação numérica do motor em estudo encontram-se dentro do esperado quando comparados com os dados reais. Isso significa que os principais parâmetros de desempenho do motor, como tração e consumo específico de combustível, apresentam valores semelhantes aos medidos no motor real. No entanto, é importante ressaltar que esses resultados podem ter desvios em relação aos valores reais, devido às simplificações realizadas no modelo matemático.

Outro fator que pode contribuir para desvios entre os resultados da simulação e os dados reais são limitações do método utilizado. A simulação numérica é uma ferramenta poderosa, mas ela também tem suas limitações. O método utilizado neste estudo, para a simulação, não leva em conta todos os fenômenos físicos que ocorrem no motor real, o que pode afetar a precisão dos resultados. Além disso, as condições de fronteira e os dados de entrada utilizados na simulação podem conter pequenos erros que afetam os resultados.

Em suma, os resultados obtidos pelo estudo paramétrico do motor estão dentro do esperado, mas é preciso manter em consideração que estes foram obtidos a partir de modelos simplificados e que há limitações no método utilizado.

6.2 Trabalhos futuros

A partir desta dissertação é possível identificar várias possibilidades de desenvolvimento de trabalhos futuros.

Por exemplo, seria interessante aprofundar o estudo da influência de outros parâmetros de entrada no desempenho do motor, além dos que foram considerados nesta dissertação. Tal pode ser alcançado pela realização de novas simulações que contemplem diferentes parâmetros.

Por outro lado, também seria possível proceder à validação dos resultados obtidos nesta dissertação por meio da comparação com dados experimentais ou com simulações realizadas com outros softwares de análise de motores (e.g. *Gasturb*). Com efeito, esse trabalho permitiria avaliar a precisão das análises realizadas e identificar possíveis limitações do método utilizado nesta dissertação. Além disso, seria possível utilizar os resultados aqui obtidos como ponto de partida para o desenvolvimento de modelos mais complexos que levem em conta outros fenômenos, como a interação entre as turbinas e os compressores, por exemplo.

Outra possibilidade de trabalho futuro seria a implementação de melhorias no modelo do motor estudado nesta dissertação, como a adição de componentes mais avançados que podem melhorar o desempenho geral do motor. Além disso, poderia-se explorar a influência de outras variáveis de projeto no desempenho do motor, como, por exemplo, a geometria dos componentes do motor.

Adicionalmente, seria interessante estudar o comportamento do motor com temperaturas de entrada na turbina (TIT) mais baixas, podendo-se assim compreender melhor o comportamento da tração e do consumo específico em condições de operação diferentes das de cruzeiro.

Por fim, a aplicação dos resultados obtidos na dissertação para o design de um motor turbófan otimizado também é uma possibilidade, embora complexa. Isso poderia envolver a análise de trade-offs entre o desempenho e o custo de produção do motor, bem como a avaliação da viabilidade técnica e econômica de diferentes opções de design.

Bibliografia

- [1] *Aircraft Engine Emissions Databank*, ICAO, 2023. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank>.
- [2] «ZEROe: Towards the world's first hydrogen-powered commercial aircraft». (2023), URL: <https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/hydrogen/zeroe>.
- [3] A. F. El-Sayed, *Aircraft propulsion and gas turbine engines*, Second edition. Boca Raton, FL: CRC Press, Taylor & Francis Group, 2017, OCLC: 1030583414, ISBN: 978-1-315-15674-3.
- [4] S. Kaiser, O. Schmitz, P. Ziegler e H. Klingels, «The water-enhanced turbofan as enabler for climate-neutral aviation», 2022.
- [5] *Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice*. NASA Langley Research Center, 1991.
- [6] «An-70 UR-NTK Progress D-27 propfans». (2019), URL: https://www.flickr.com/photos/lexich_76/3911157885.
- [7] «Could an open fan engine cut carbon emissions for more sustainable aviation?» (2022), URL: <https://www.airbus.com/en/newsroom/stories/2022-07-could-an-open-fan-engine-cut-carbon-emissions-for-more-sustainable>.
- [8] M. Cavcar, «The international standard atmosphere (ISA)»,
- [9] *Manual of the ICAO Standard Atmosphere*. ICAO, 1995.
- [10] N. C. Wells, *The Atmosphere and Ocean: A Physical Introduction*, 3^a ed. Wiley-Blackwell, 2012.
- [11] M. P. Boyce, *Gas Turbine Engineering Handbook*. Elsevier/Butterworth-Heinemann, 2012.
- [12] «Turbinas a gás». Acedido em fevereiro de 2023. (2017), URL: https://wiki.eq.uc.pt/mediawiki/index.php/Turbinas_a_g%C3%A1s.
- [13] *The Jet Engine*, 6^a. London: Rolls-Royce plc, 2005, 288 pp., ISBN: 978-0-902121-23-2 978-1-119-06599-9.
- [14] «What is FADEC?» (2023), URL: <https://www.baesystems.com/en-us/definition/what-is-fadec>.
- [15] M. J. Moran e H. N. Shapiro, *Fundamentals of engineering thermodynamics: SI version, SI units*, 5. ed. Chichester: Wiley, 2006, 831 pp., ISBN: 978-0-470-03037-0.
- [16] R. D. Zucker e O. Biblarz, *Fundamentals of gas dynamics*, Third edition. Hoboken: Wiley, 2019, ISBN: 978-1-119-48170-6.
- [17] R. Hensey e A. Magdalina, «A320 NEO vs. CEO comparison study», 2018.
- [18] G. Daugherty. «CFM LEAP-1A Achieves DUAL Certification». (2015), URL: <https://blog.geaerospace.com/technology/cfm-leap-1a-achieves-dual-certification/>.
- [19] B. McIsaac e R. Langton, *Gas turbine propulsion systems* (Aerospace series). Chichester: Wiley, 2011, 328 pp., ISBN: 978-1-119-97549-6 978-0-470-06563-1.
- [20] M. Kuropatwa, J. Kozuba e N. Wegrzyn, «Turbofan engines efficiency, historical trends, and future prediction – a review», 2022.

- [21] T. W. Fowler, *Jet Engines and Propulsion Systems for Engineers*. GE AIRCRAFT ENGINES.
- [22] EASA, *Type-Certificate Data Sheet for LEAP-1A & LEAP-1C series engines*, 2022.

Apêndices

Apêndice 1: Programa base

```
1 import numpy as np
2 import matplotlib.pyplot as plt
3
4 from parametricoV2 import parametricoV2
5 from ambiance import Atmosphere
6
7
8 # Condições de Voo
9 Ta = 250
10 pa = 0.3
11 M0 = 0.8
12 h=10500
13 gammaC = 1.4
14 gammaH = 4/3
15 R = 287 # J/kg*K
16 cpc = 1005 # J/kg*K
17 cph = 1148 # J/kg*K
18
19 """
20 Parâmetros de Funcionamento do Motor
21 """
22 FPR=1.3
23 piLPC = 2
24 piHPC = 10
25 Bpr = 11
26 TIT = 1000
27 m_a=560
28
29
30 """
31 Variação do TIT
32 """
33 TITi=1000
34 TITf=2200
35 passo=100
36 TITv=TITi
37 VarTIT=[]
```

```

38 linhas=[]
39 while TITv<TITf:
40     [F,Fs,TSFC]=parametricoV2(M0, pa, TITv,Ta,Bpr,FPR,piLPC, piHPC,m_a)
41     linha=(TITv,F,Fs,TSFC)
42     linhas.append(linha)
43     TITv+=passo
44
45 VarTIT=np.array(linhas)
46
47 """
48 Variação do Mach
49 """
50 M0i=0
51 M0f=0.85
52 M0h=0.8
53 passo=0.1
54 M0v=M0i
55 VarMach=[]
56 linhas=[]
57
58 TIT= np.linspace(1000, 2200, 5)
59 TITi=1000
60 TITf=2200
61 passoTIT=(TITf-TITi)/5
62 TITv=TITi
63
64 while TITv<TITf:
65     M0v=M0i
66     while M0v<M0f:
67         atmosfera = Atmosphere(h)
68         av=atmosfera.speed_of_sound
69         pav=atmosfera.density
70         Tav=atmosfera.temperature
71         mav=(pav*(10**5)/(R*Tav))*M0h*av*(3.141593*1.21)
72         [F,Fs,TSFC]=parametricoV2(M0v, pa, TITv,Ta,Bpr,FPR,piLPC, piHPC, m_a)
73         linha=(TITv,M0v,F,Fs,TSFC)
74         linhas.append(linha)
75         M0v+=passo
76         TITv+=passoTIT
77
78 VarMach=np.array(linhas)
79

```

```

80  """
81  Variação da Altitude
82  """
83  hi=1000
84  hf=9000
85  passo=900
86  hv=hi
87  M0h=0.8
88  Varh=[]
89  linhas=[]
90
91  lh=int(1+(hf-hi)/passo)
92
93  TITv=TITi
94
95  while TITv<TITf:
96      hv=hi
97      while hv<hf:
98          atmosfera = Atmosphere(hv)
99          Tav = float(atmosfera.temperature)
100         pav = float(atmosfera.pressure)*10**(-5)
101         av=atmosfera.speed_of_sound
102         mav=(pav*(10**5)/(R*Tav))*M0h*av*(3.141593*1.21)
103         [F,Fs,TSFC]=parametricoV2(M0h, pav, TITv,Tav,Bpr,FPR,piLPC, piHPC, mav)
104         linha=(TITv,hv,F,Fs,TSFC)
105         linhas.append(linha)
106         hv+=passo
107         TITv+=passoTIT
108
109  Varh=np.array(linhas)
110
111  """
112  Variação do BPR
113  """
114  BPRi=2
115  BPRf=15
116  passo=1
117
118  BPRv=BPRi
119  VarBPR=[]
120  linhas=[]
121

```

```

122 TITv=TITi
123
124 while TITv<TITf:
125     BPRv=BPRi
126     while BPRv<BPRf:
127         [F,Fs,TSFC]=parametricoV2(M0, pa, TITv,Ta,BPRv,FPR,piLPC, piHPC, m_a)
128         linha=(TITv,BPRv,F,Fs,TSFC)
129         linhas.append(linha)
130         BPRv+=passo
131         TITv+=passoTIT
132
133 VarBPR=np.array(linhas)
134 lBPR=int((BPRf-BPRi)/passo)
135
136 """
137 Variação do FPR
138 """
139 FPRi=1.01
140 FPRf=1.4
141 passo=0.01
142 FPRv=FPRi
143 VarFPR=[]
144 linhas=[]
145
146 lFPR=int(1+(FPRf-FPRi)/passo)
147
148 TITv=TITi
149 while TITv<TITf:
150     FPRv=FPRi
151     while FPRv<FPRf:
152         [F,Fs,TSFC]=parametricoV2(M0, pa, TITv,Ta,Bpr,FPRv, piLPC, piHPC, m_a)
153         linha=(TITv,FPRv,F,Fs,TSFC)
154         linhas.append(linha)
155         FPRv+=passo
156         TITv+=passoTIT
157
158 VarFPR=np.array(linhas)
159
160 """
161 Variação do LPC
162 """
163 LPCi=1.0

```

```

164 LPCf=2.5
165 passo=0.05
166 LPCv=LPCi
167 VarLPC=[]
168 linhas=[]
169
170 TITv=TITi
171 lLPC=int(1+(LPCf-LPCi)/passo)
172
173 while TITv<TITf:
174     LPCv=LPCi
175     while LPCv<LPCf:
176         [F,Fs,TSFC]=parametricoV2(M0, pa, TITv,Ta,Bpr,FPR, LPCv, piHPC, m_a)
177         linha=(TITv,LPCv,F,Fs,TSFC)
178         linhas.append(linha)
179         LPCv+=passo
180         TITv+=passoTIT
181
182 VarLPC=np.array(linhas)
183
184 """
185 Variação do HPC
186 """
187 HPCi=1.0
188 HPCf=25
189 passo=0.5
190 HPCv=HPCi
191 VarHPC=[]
192 linhas=[]
193 lHPC=int(1+(HPCf-HPCi)/passo)
194 TITv=TITi
195
196 while TITv<TITf:
197     HPCv=HPCi
198     while HPCv<HPCf:
199         [F,Fs,TSFC]=parametricoV2(M0, pa, TITv,Ta,Bpr,FPR, piLPC, HPCv, m_a)
200         linha=(TITv,HPCv,F,Fs,TSFC)
201         linhas.append(linha)
202         HPCv+=passo
203         TITv+=passoTIT
204
205 VarHPC=np.array(linhas)

```

```

206
207
208 """
209 Gráficos
210 """
211
212 plt.style.use('bmh')
213
214
215 "Variação do TIT - Tração"
216 TIT = VarTIT[:,0]
217 fig, ax = plt.subplots()
218 ax.grid()
219 ax.plot(TIT, VarTIT[:,1], 'b')
220 ax.set_xlabel('TIT [K]')
221 ax.set_ylabel('Tração [N]')
222 ax.grid()
223 ax.legend();
224 fig.savefig("vTIT_T.pdf", bbox_inches='tight')
225
226 "Variação do TIT - Fs"
227 TIT = VarTIT[:,0]
228 fig, ax = plt.subplots()
229 ax.grid()
230 ax.plot(TIT, VarTIT[:,2], 'b')
231 ax.set_xlabel('TIT [K]')
232 ax.set_ylabel('Fs [N/kg.s]')
233 plt.ticklabel_format(style='sci', axis='y', scilimits=(0,0))
234 ax.grid()
235 ax.legend();
236 fig.savefig("vTIT_Fs.pdf", bbox_inches='tight')
237
238 "Variação do TIT - TSFC"
239 TIT = VarTIT[:,0]
240 fig, ax = plt.subplots()
241 ax.grid()
242 ax.plot(TIT, VarTIT[:,2], 'b')
243 ax.set_xlabel('TIT [K]')
244 ax.set_ylabel('TSFC [mg/N.s]')
245 plt.ticklabel_format(style='sci', axis='y', scilimits=(0,0))
246 ax.grid()
247 ax.legend();

```

```

248 fig.savefig("vTIT_TSFC.pdf", bbox_inches='tight')
249
250
251 """
252 BPR
253 """
254 "Tração"
255 BPR=VarBPR[0:IBPR-1,1]
256 fig, ax = plt.subplots()
257 ax.grid()
258 ax.plot(BPR, VarBPR[0:IBPR-1,2], 'b', label='TIT = ' + str(TIT[0]) + ' K' )
259 ax.plot(BPR, VarBPR[IBPR:IBPR*2-1,2], 'r', label='TIT = ' + str(TIT[1]) + ' K' )
260 ax.plot(BPR, VarBPR[IBPR*2:3*IBPR-1,2], 'g', label='TIT = ' + str(TIT[2]) + ' K' )
261 ax.plot(BPR, VarBPR[3*IBPR:4*IBPR-1,2], 'c', label='TIT = ' + str(TIT[3]) + ' K' )
262 ax.plot(BPR, VarBPR[IBPR*4:5*IBPR-1,2], 'm', label='TIT = ' + str(TIT[4]) + ' K' )
263 ax.set_xlabel('Razão de Bypass')
264 ax.set_ylabel('Tração [kN]')
265 ax.grid()
266 ax.legend();
267 fig.savefig("vBPR_T.pdf", bbox_inches='tight')
268
269 "Fs"
270 fig, ax = plt.subplots()
271 ax.grid()
272 ax.plot(BPR, VarBPR[0:IBPR-1,3], 'b', label='TIT = ' + str(TIT[0]) + ' K' )
273 ax.plot(BPR, VarBPR[IBPR:IBPR*2-1,3], 'r', label='TIT = ' + str(TIT[1]) + ' K' )
274 ax.plot(BPR, VarBPR[IBPR*2:3*IBPR-1,3], 'g', label='TIT = ' + str(TIT[2]) + ' K' )
275 ax.plot(BPR, VarBPR[3*IBPR:4*IBPR-1,3], 'c', label='TIT = ' + str(TIT[3]) + ' K' )
276 ax.plot(BPR, VarBPR[IBPR*4:5*IBPR-1,3], 'm', label='TIT = ' + str(TIT[4]) + ' K' )
277 ax.set_xlabel('Razão de Bypass')
278 ax.set_ylabel('Fs [N/kg.s]')
279 plt.ticklabel_format(style='sci', axis='y', scilimits=(0,0))
280 ax.grid()
281 ax.legend();
282 fig.savefig("vBPR_Fs.pdf", bbox_inches='tight')
283
284 "TSFC"
285 fig, ax = plt.subplots()
286 ax.grid()
287 ax.plot(BPR, VarBPR[0:IBPR-1,4], 'b', label='TIT = ' + str(TIT[0]) + ' K' )
288 ax.plot(BPR, VarBPR[IBPR:IBPR*2-1,4], 'r', label='TIT = ' + str(TIT[1]) + ' K' )
289 ax.plot(BPR, VarBPR[IBPR*2:3*IBPR-1,4], 'g', label='TIT = ' + str(TIT[2]) + ' K' )

```

```

290 ax.plot(BPR, VarBPR[3*IBPR:4*IBPR-1,4], 'c', label='TIT = ' + str(TIT[3]) + ' K' )
291 ax.plot(BPR, VarBPR[IBPR*4:5*IBPR-1,4], 'm', label='TIT = ' + str(TIT[4]) + ' K' )
292 ax.set_xlabel('Razão de Bypass')
293 ax.set_ylabel('TSFC [mg/N.s]')
294 plt.ticklabel_format(style='sci', axis='y', scilimits=(0,0))
295 ax.grid()
296 ax.legend();
297 fig.savefig("vBPR_TSFC.pdf", bbox_inches='tight')
298
299
300 """
301 FPR
302 """
303 FPR=VarFPR[0:IFPR-1,1]
304 "Tração"
305 fig, ax = plt.subplots()
306 ax.grid()
307 ax.plot(FPR, VarFPR[0:IFPR-1,2], 'b', label='TIT = ' + str(TIT[0]) + ' K' )
308 ax.plot(FPR, VarFPR[IFPR:IFPR*2-1,2], 'r', label='TIT = ' + str(TIT[1]) + ' K' )
309 ax.plot(FPR, VarFPR[IFPR*2:3*IFPR-1,2], 'g', label='TIT = ' + str(TIT[2]) + ' K' )
310 ax.plot(FPR, VarFPR[3*IFPR:4*IFPR-1,2], 'c', label='TIT = ' + str(TIT[3]) + ' K' )
311 ax.plot(FPR, VarFPR[IFPR*4:5*IFPR-1,2], 'm', label='TIT = ' + str(TIT[4]) + ' K' )
312 ax.set_xlabel('Razão de Compressão do fan')
313 ax.set_ylabel('Tração [kN]')
314 ax.grid()
315 ax.legend();
316 fig.savefig("vFPR_T.pdf", bbox_inches='tight')
317
318 "Fs"
319 fig, ax = plt.subplots()
320 ax.grid()
321 ax.plot(FPR, VarFPR[0:IFPR-1,3], 'b', label='TIT = ' + str(TIT[0]) + ' K' )
322 ax.plot(FPR, VarFPR[IFPR:IFPR*2-1,3], 'r', label='TIT = ' + str(TIT[1]) + ' K' )
323 ax.plot(FPR, VarFPR[IFPR*2:3*IFPR-1,3], 'g', label='TIT = ' + str(TIT[2]) + ' K' )
324 ax.plot(FPR, VarFPR[3*IFPR:4*IFPR-1,3], 'c', label='TIT = ' + str(TIT[3]) + ' K' )
325 ax.plot(FPR, VarFPR[IFPR*4:5*IFPR-1,3], 'm', label='TIT = ' + str(TIT[4]) + ' K' )
326 ax.set_xlabel('Razão de Compressão do fan')
327 ax.set_ylabel('Fs [N/kg.s]')
328 plt.ticklabel_format(style='sci', axis='y', scilimits=(0,0))
329 ax.grid()
330 ax.legend();
331 fig.savefig("vFPR_Fs.pdf", bbox_inches='tight')

```

```

332
333 "TSFC"
334 fig, ax = plt.subplots()
335 ax.grid()
336 ax.plot(FPR, VarFPR[0:IFPR-1,4], 'b', label='TIT = ' + str(TIT[0]) + ' K' )
337 ax.plot(FPR, VarFPR[lFPR:lFPR*2-1,4], 'r', label='TIT = ' + str(TIT[1]) + ' K' )
338 ax.plot(FPR, VarFPR[lFPR*2:3*IFPR-1,4], 'g', label='TIT = ' + str(TIT[2]) + ' K' )
339 ax.plot(FPR, VarFPR[3*IFPR:4*IFPR-1,4], 'c', label='TIT = ' + str(TIT[3]) + ' K' )
340 ax.plot(FPR, VarFPR[lFPR*4:5*IFPR-1,4], 'm', label='TIT = ' + str(TIT[4]) + ' K' )
341 ax.set_xlabel('Razão de Compressão do fan')
342 ax.set_ylabel('TSFC [mg/N.s]')
343 plt.ticklabel_format(style='sci', axis='y', scilimits=(0,0))
344 ax.grid()
345 ax.legend();
346 fig.savefig("vFPR_TSFC.pdf", bbox_inches='tight')
347
348
349 """
350 h
351 """
352 "Tração"
353 h=Varh[0:lh-1,1]
354 fig, ax = plt.subplots()
355 ax.grid()
356 ax.plot(h, Varh[0:lh-1,2], 'b', label='TIT = ' + str(TIT[0]) + ' K' )
357 ax.plot(h, Varh[lh:lh*2-1,2], 'r', label='TIT = ' + str(TIT[1]) + ' K' )
358 ax.plot(h, Varh[lh*2:3*lh-1,2], 'g', label='TIT = ' + str(TIT[2]) + ' K' )
359 ax.plot(h, Varh[3*lh:4*lh-1,2], 'c', label='TIT = ' + str(TIT[3]) + ' K' )
360 ax.plot(h, Varh[lh*4:5*lh-1,2], 'm', label='TIT = ' + str(TIT[4]) + ' K' )
361 ax.set_xlabel('Altitude [m]')
362 ax.set_ylabel('Tração [kN]')
363 ax.grid()
364 ax.legend();
365 fig.savefig("vh_T.pdf", bbox_inches='tight')
366
367 "Fs"
368 fig, ax = plt.subplots()
369 ax.grid()
370 ax.plot(h, Varh[0:lh-1,3], 'b', label='TIT = ' + str(TIT[0]) + ' K' )
371 ax.plot(h, Varh[lh:lh*2-1,3], 'r', label='TIT = ' + str(TIT[1]) + ' K' )
372 ax.plot(h, Varh[lh*2:3*lh-1,3], 'g', label='TIT = ' + str(TIT[2]) + ' K' )
373 ax.plot(h, Varh[3*lh:4*lh-1,3], 'c', label='TIT = ' + str(TIT[3]) + ' K' )

```

```

374 ax.plot(h, Varh[lh*4:5*lh-1,3], 'm', label='TIT = ' + str(TIT[4]) + ' K' )
375 ax.set_xlabel('Altitude [m]')
376 ax.set_ylabel('Fs [N/kg.s]')
377 plt.ticklabel_format(style='sci', axis='y', scilimits=(0,0))
378 ax.grid()
379 ax.legend();
380 fig.savefig("vh_Fs.pdf", bbox_inches='tight')
381
382 "TSFC"
383 fig, ax = plt.subplots()
384 ax.grid()
385 ax.plot(h, Varh[0:lh-1,4], 'b', label='TIT = ' + str(TIT[0]) + ' K' )
386 ax.plot(h, Varh[lh:lh*2-1,4], 'r', label='TIT = ' + str(TIT[1]) + ' K' )
387 ax.plot(h, Varh[lh*2:3*lh-1,4], 'g', label='TIT = ' + str(TIT[2]) + ' K' )
388 ax.plot(h, Varh[3*lh:4*lh-1,4], 'c', label='TIT = ' + str(TIT[3]) + ' K' )
389 ax.plot(h, Varh[lh*4:5*lh-1,4], 'm', label='TIT = ' + str(TIT[4]) + ' K' )
390 ax.set_xlabel('Altitude [m]')
391 ax.set_ylabel('TSFC [mg/N.s]')
392 plt.ticklabel_format(style='sci', axis='y', scilimits=(0,0))
393 ax.grid()
394 ax.legend();
395 fig.savefig("vh_TSFC.pdf", bbox_inches='tight')
396
397
398 ""
399 HPC
400 ""
401
402 "Tração"
403 HPC=VarHPC[0:47,1]
404 fig, ax = plt.subplots()
405 ax.grid()
406 ax.plot(HPC, VarHPC[0:47,2], 'b', label='TIT = ' + str(TIT[0]) + ' K' )
407 ax.plot(HPC, VarHPC[48:95,2], 'r', label='TIT = ' + str(TIT[1]) + ' K' )
408 ax.plot(HPC, VarHPC[96:143,2], 'g', label='TIT = ' + str(TIT[2]) + ' K' )
409 ax.plot(HPC, VarHPC[144:191,2], 'c', label='TIT = ' + str(TIT[3]) + ' K' )
410 ax.plot(HPC, VarHPC[192:239,2], 'm', label='TIT = ' + str(TIT[4]) + ' K' )
411 ax.set_xlabel('Razão de Compressão do HPC')
412 ax.set_ylabel('Tração [kN]')
413 ax.grid()
414 ax.legend();
415 fig.savefig("vHPC_T.pdf", bbox_inches='tight')

```

```

416
417 "Fs"
418 HPC=VarHPC[0:47,1]
419 fig, ax = plt.subplots()
420 ax.grid()
421 ax.plot(HPC, VarHPC[0:47,3], 'b', label='TIT = ' + str(TIT[0]) + ' K' )
422 ax.plot(HPC, VarHPC[48:95,3], 'r', label='TIT = ' + str(TIT[1]) + ' K' )
423 ax.plot(HPC, VarHPC[96:143,3], 'g', label='TIT = ' + str(TIT[2]) + ' K' )
424 ax.plot(HPC, VarHPC[144:191,3], 'c', label='TIT = ' + str(TIT[3]) + ' K' )
425 ax.plot(HPC, VarHPC[192:239,3], 'm', label='TIT = ' + str(TIT[4]) + ' K' )
426 ax.set_xlabel('Razão de Compressão do HPC')
427 ax.set_ylabel('Fs [N/kg.s]')
428 plt.ticklabel_format(style='sci', axis='y', scilimits=(0,0))
429 ax.grid()
430 ax.legend();
431 fig.savefig("vHPC_Fs.pdf", bbox_inches='tight')
432
433 "TSFC"
434 HPC=VarHPC[0:47,1]
435 fig, ax = plt.subplots()
436 ax.grid()
437 ax.plot(HPC, VarHPC[0:47,4], 'b', label='TIT = ' + str(TIT[0]) + ' K' )
438 ax.plot(HPC, VarHPC[48:95,4], 'r', label='TIT = ' + str(TIT[1]) + ' K' )
439 ax.plot(HPC, VarHPC[96:143,4], 'g', label='TIT = ' + str(TIT[2]) + ' K' )
440 ax.plot(HPC, VarHPC[144:191,4], 'c', label='TIT = ' + str(TIT[3]) + ' K' )
441 ax.plot(HPC, VarHPC[192:239,4], 'm', label='TIT = ' + str(TIT[4]) + ' K' )
442 ax.set_xlabel('Razão de Compressão do HPC')
443 ax.set_ylabel('TSFC [mg/N.s]')
444 plt.ticklabel_format(style='sci', axis='y', scilimits=(0,0))
445 ax.grid()
446 ax.legend();
447 fig.savefig("vHPC_TSFC.pdf", bbox_inches='tight')
448
449
450 ""
451 LPC
452 ""
453
454 "Tração"
455 LPC=VarLPC[0:30,1]
456 fig, ax = plt.subplots()
457 ax.grid()

```

```

458 ax.plot(LPC, VarLPC[0:30,2], 'b', label='TIT = ' + str(TIT[0]) + ' K' )
459 ax.plot(LPC, VarLPC[31:61,2], 'r', label='TIT = ' + str(TIT[1]) + ' K' )
460 ax.plot(LPC, VarLPC[62:92,2], 'g', label='TIT = ' + str(TIT[2]) + ' K' )
461 ax.plot(LPC, VarLPC[93:123,2], 'c', label='TIT = ' + str(TIT[3]) + ' K' )
462 ax.plot(LPC, VarLPC[124:154,2], 'm', label='TIT = ' + str(TIT[4]) + ' K' )
463 ax.set_xlabel('Razão de Compressão do LPC')
464 ax.set_ylabel('Tração [kN]')
465 ax.grid()
466 ax.legend();
467 fig.savefig("vLPC_T.pdf", bbox_inches='tight')
468
469 "Fs"
470 LPC=VarLPC[0:30,1]
471 fig, ax = plt.subplots()
472 ax.grid()
473 ax.plot(LPC, VarLPC[0:30,3], 'b', label='TIT = ' + str(TIT[0]) + ' K' )
474 ax.plot(LPC, VarLPC[31:61,3], 'r', label='TIT = ' + str(TIT[1]) + ' K' )
475 ax.plot(LPC, VarLPC[62:92,3], 'g', label='TIT = ' + str(TIT[2]) + ' K' )
476 ax.plot(LPC, VarLPC[93:123,3], 'c', label='TIT = ' + str(TIT[3]) + ' K' )
477 ax.plot(LPC, VarLPC[124:154,3], 'm', label='TIT = ' + str(TIT[4]) + ' K' )
478 ax.set_xlabel('Razão de Compressão do LPC')
479 ax.set_ylabel('Fs [N/kg.s]')
480 plt.ticklabel_format(style='sci', axis='y', scilimits=(0,0))
481 ax.grid()
482 ax.legend();
483 fig.savefig("vLPC_Fs.pdf", bbox_inches='tight')
484
485 "TSFC"
486 LPC=VarLPC[0:30,1]
487 fig, ax = plt.subplots()
488 ax.grid()
489 ax.plot(LPC, VarLPC[0:30,4], 'b', label='TIT = ' + str(TIT[0]) + ' K' )
490 ax.plot(LPC, VarLPC[31:61,4], 'r', label='TIT = ' + str(TIT[1]) + ' K' )
491 ax.plot(LPC, VarLPC[62:92,4], 'g', label='TIT = ' + str(TIT[2]) + ' K' )
492 ax.plot(LPC, VarLPC[93:123,4], 'c', label='TIT = ' + str(TIT[3]) + ' K' )
493 ax.plot(LPC, VarLPC[124:154,4], 'm', label='TIT = ' + str(TIT[4]) + ' K' )
494 ax.set_xlabel('Razão de Compressão do LPC')
495 ax.set_ylabel('TSFC [mg/N.s]')
496 plt.ticklabel_format(style='sci', axis='y', scilimits=(0,0))
497 ax.grid()
498 ax.legend();
499 fig.savefig("vLPC_TSFC.pdf", bbox_inches='tight')

```

```

500
501
502 """
503 Mach
504 """
505
506 """Tração"""
507 Mach=VarMach[0:8,1]
508 fig, ax = plt.subplots()
509 ax.grid()
510 ax.plot(Mach, VarMach[0:8,2], 'b', label='TIT = ' + str(TIT[0]) + ' K' )
511 ax.plot(Mach, VarMach[9:17,2], 'r', label='TIT = ' + str(TIT[1]) + ' K' )
512 ax.plot(Mach, VarMach[18:26,2], 'g', label='TIT = ' + str(TIT[2]) + ' K' )
513 ax.plot(Mach, VarMach[27:35,2], 'c', label='TIT = ' + str(TIT[3]) + ' K' )
514 ax.plot(Mach, VarMach[36:44,2], 'm', label='TIT = ' + str(TIT[4]) + ' K' )
515 ax.set_xlabel('Mach')
516 ax.set_ylabel('Tração [kN]')
517 ax.grid()
518 ax.legend();
519 fig.savefig("vMach_T.pdf", bbox_inches='tight')
520
521 """Fs"""
522 fig, ax = plt.subplots()
523 ax.grid()
524 ax.plot(Mach, VarMach[0:8,3], 'b', label='TIT = ' + str(TIT[0]) + ' K' )
525 ax.plot(Mach, VarMach[9:17,3], 'r', label='TIT = ' + str(TIT[1]) + ' K' )
526 ax.plot(Mach, VarMach[18:26,3], 'g', label='TIT = ' + str(TIT[2]) + ' K' )
527 ax.plot(Mach, VarMach[27:35,3], 'c', label='TIT = ' + str(TIT[3]) + ' K' )
528 ax.plot(Mach, VarMach[36:44,3], 'm', label='TIT = ' + str(TIT[4]) + ' K' )
529 ax.set_xlabel('Mach')
530 ax.set_ylabel('Fs [N/kg.s]')
531 plt.ticklabel_format(style='sci', axis='y', scilimits=(0,0))
532 ax.grid()
533 ax.legend();
534 fig.savefig("vMach_Fs.pdf", bbox_inches='tight')
535
536 """TSFC"""
537 fig, ax = plt.subplots()
538 ax.grid()
539 ax.plot(Mach, VarMach[0:8,4], 'b', label='TIT = ' + str(TIT[0]) + ' K' )
540 ax.plot(Mach, VarMach[9:17,4], 'r', label='TIT = ' + str(TIT[1]) + ' K' )
541 ax.plot(Mach, VarMach[18:26,4], 'g', label='TIT = ' + str(TIT[2]) + ' K' )

```

```

542 ax.plot(Mach, VarMach[27:35,4], 'c', label='TIT = ' + str(TIT[3]) + ' K' )
543 ax.plot(Mach, VarMach[36:44,4], 'm', label='TIT = ' + str(TIT[4]) + ' K' )
544 ax.set_xlabel('Mach')
545 ax.set_ylabel('TSFC [mg/N.s]')
546 plt.ticklabel_format(style='sci', axis='y', scilimits=(0,0))
547 ax.grid()
548 ax.legend();
549 fig.savefig("vMach_TSFC.pdf", bbox_inches='tight')

```

Apêndice 2: Função do Estudo Paramétrico

```

1  import math
2
3  # Condições de Cruzeiro
4  M0 = 0.8
5  gammaC = 1.4
6  gammaH = 4/3
7  R = 287 # J/kg*K
8  cpc = 1005 # J/kg*K
9  cph = 1148 # J/kg*K
10
11  deltapb = 0.05
12  deltapbn = 0
13  deltapcn = 0
14  Qnet = 49000*10**3
15  AHN = 1.0111
16  ACN = 3.5935
17
18  # Eficiências
19  etaS = 0.99
20  etaB = 0.99
21  etaN = 0.95
22  etaA = 0.98
23  etaF = 0.95
24  etaC = 0.91
25  etaT = 0.93
26
27  def parametricoV2(M0,pa, TIT,Ta,Bpr,Fpr,LPCpr,HPCpr,m_a):
28      a=math.sqrt(gammaC*R*Ta); #m/s
29      V0=M0*a
30      T02=Ta+(V0**2/(2*cpc));

```

```

31 p02=pa*(1+etaA*(V0**2/(2*cpc*Ta)))**(gammaC/(gammaC-1));
32
33 p03=Fpr*p02;
34 T03=T02*(p03/p02)**((gammaC-1)/(gammaC*etaF));
35
36 p04=LPCpr*p03;
37 T04=T03*(p04/p03)**((gammaC-1)/(gammaC*etaC));
38
39 p05=HPCpr*p04;
40 T05=T04*(p05/p04)**((gammaC-1)/(gammaC*etaC));
41
42 T06=TIT;
43 p06=p05-p05*deltapb;
44
45 f=(cph*T06-cpc*T05)/(etaB*Qnet-cph*T06);
46
47 T07=T06-((cpc*(T05-T04))/(cph*(1+f)*etaS));
48 p07=p06/((T06/T07)**(1/(etaT*(gammaH-1)/gammaH)));
49
50 T08=T07-(((1+Bpr)/(1+f))*(cpc/cph)*(T03-T02)-(cpc/(cph*(1+f)))*(T04-T03))/etaS;
51 p08=p07/((T07/T08)**(1/(etaT*(gammaH-1)/gammaH)));
52
53 p081=p08-deltaphn;
54 T081=T08;
55 pC1=p081*((1-((1/etaN)*((gammaH-1)/(gammaH+1))))**((gammaH/(gammaH-1))));
56 TC1=T081/((gammaH+1)/2);
57 CC1=math.sqrt(gammaH*R*TC1);
58
59 if (p081/pa)<(p081/pC1):
60     p09=pa;
61     T09=T081-(etaN*T081*(1-(1/(p081/p09)))**((gammaH-1)/gammaH));
62     V09=math.sqrt(2*cph*(T081-T09));
63 else:
64     p09=pC1;
65     T09=TC1;
66     V09=CC1;
67
68 p031=p03-deltapcn;
69 T031=T03;
70 pC2=p031*((1-((1/etaN)*((gammaC-1)/(gammaC+1))))**((gammaC/(gammaC-1))));
71 TC2=(T031**2)/(gammaC+1);
72 CC2=math.sqrt(gammaC*R*TC2);

```

```

73
74 if (p031/pa)<(p031/pC2):
75     p11=pa;
76     T11=T031-(etaN*T031*(1-(1/(p031/p11))**((gammaC-1)/gammaC)));
77     V11=math.sqrt(2*cpc*(T031-T11));
78 else:
79     p11=pC2;
80     T11=TC2;
81     V11=CC2;
82
83 Fs=(Bpr/(1+Bpr))*V11+(1/(1+Bpr))*(1+f)*V09-V0+((1+f)/(1+Bpr))*((R*T09)/(1
↪ p09*V09))*(p09-pa)+(Bpr/(1+Bpr))*((R*T11)/(p11*V11))*(p11-pa);
84
85 F=(Fs*m_a)*10**-3;
86
87 m_h=m_a/(1+Bpr);
88 m_f=f*m_h;
89 TSFC=(m_f*3600)/F;
90
91 return [F,Fs,TSFC]

```