



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR

Engenharias

# **Otimização de um Motor Turbofan com Combustão Sequencial e Elevada Razão de Bypass**

**Guilherme Santos de Carvalho Tavares**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

**Engenharia Aeronáutica**

(Ciclo de Estudos Integrado)

Orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

**Covilhã, Setembro de 2016**



*Aos meus pais, Arminda e Joaquim*



# Agradecimentos

O autor gostaria de agradecer ao Ex<sup>o</sup> Prof. Doutor Francisco Brójo do Departamento de Ciências Aeroespaciais da Universidade da Beira Interior pela sua ajuda, orientação e apoio sem os quais não seria possível a elaboração desta dissertação de mestrado.

Ainda, gostaria de agradecer aos seus colegas e restantes professores que o acompanharam neste percurso académico de 5 anos e que o tornaram sem dúvida único e especial.



# Resumo

Desde o primeiro voo numa aeronave feita pelo Homem, que tudo tem mudado no panorama da aviação civil e militar. Foram muitos os avanços nas disciplinas de aerodinâmica, estruturas, materiais, propulsão, sistemas, etc..., fruto da evolução técnica do Homem e do desejo de tornar a aviação mais fiável, rápida e segura e, sobretudo, com o intuito de tornar o mundo, pós 2ª Guerra Mundial, mais próximo.

Esta dissertação foca-se nos avanços consideráveis que foram feitos nas áreas da propulsão, mais precisamente nos motores utilizados em aviação civil. Deste modo, é importante perceber que desde o primeiro voo pilotado, que a necessidade de transportar mais passageiros e cargas cada vez maiores levou a que se abandonassem os motores a pistão e se procurassem por motores de maior propulsão. Neste contexto, surgiram os motores turbofan baseados no ciclo de Brayton, utilizado em turbinas de gás, e que ao invés de produzirem propulsão através de uma hélice utilizam, pelo menos, uma turbina, uma câmara de combustão e um compressor para produzir tração.

Os motores Turbofan permitiram à aviação dar um salto de gigante levando a um aumento exponencial da quantidade de passageiros/carga transportada, e sobretudo a um incremento das distâncias possíveis em cada voo. Isto devido principalmente às poupanças de combustível, a que se deveram as evoluções no conceito de razão de Bypass, que é a razão entre o caudal de ar que circula exteriormente à câmara de combustão e o caudal de ar que passa pela câmara de combustão, bem como o aumento das eficiências mecânicas dos componentes.

Deste modo, nos últimos anos tem-se verificado um aumento da dimensão dos componentes do motor mais precisamente o fan ou compressor de baixas pressões. Este aumento é devido à necessidade de aumentar a razão de Bypass o que conduz a uma diminuição do consumo de combustível e do ruído. No entanto, este aumento conduz a uma necessidade de extrair mais energia das turbinas para atuar os compressores. Assim, surge o conceito de combustão-sequencial entre turbinas, que é a junção de uma segunda ou mais câmaras de combustão entre as diferentes fases de expansão nas turbinas, de modo a que se consiga extrair mais energia para a atuação dos diferentes compressores.

Considerando isto, o objetivo deste estudo foca-se em aplicar este conceito de combustão sequencial a um motor que esteja atualmente a ser utilizado na aviação civil e ver até que ponto é viável melhorar a tração produzida e reduzir o consumo de combustível.

## Palavras-chave

Motor Turbofan, Ciclo de Brayton, Câmara de Combustão Interturbinas, Elevada Razão de Bypass, Combustão Sequencial.





# Abstract

Since the first flight in a man-made aircraft, everything changed in the panorama of civil and military aviation. There have been many advances in different disciplines such as aerodynamics, structures, materials, propulsion systems, etc ..., as the result of man technical evolution and the desire to make the most reliable, fast and safe aviation in order to make a post-World War 2 world closer.

This thesis focuses on the considerable advances that have been made in the areas of propulsion, specifically the engines used in civil aviation. Thus, it is important to realize that since the first piloted flight, the need to carry more passengers and also increasing loads led to the abandon of piston engines and a beginning in the search for a new type of engine that had greater propulsion. In this context emerged the turbofan engines based on the Brayton cycle, used for gas turbines, and that instead of producing thrust through a propeller, they use at least one turbine a combustion chamber and a compressor for generating thrust.

The Turbofan engines, enabled the aviation to take a giant leap leading to an exponentially increase in the amount of passengers/cargo and above all, increase the possible distances for each flight. This is due primarily to fuel savings, particularly due to evolution in the concept of bypass ratio, the ratio between the air bypassing the engine core and the one flowing through it, and the increase in component efficiency.

Thus, in recent years there has been an increase in the size of engine components more precisely the fan, or low pressure compressor. This increase is because of the need to increase the bypass ratio leading to a reduction in fuel consumption and noise. However, this increase leads to a need to also increase the extracted energy at the turbines phase required to operate the compressors. Thus, the concept of sequential interturbine combustion arises, which is the junction of a second or more combustion chambers between different phases of expansion at the turbines in order to extract more energy to achieve the *performance* required for different compressors.

Considering this, the objective of this study focuses on applying the concept of sequential combustion to an engine that is currently being used in civil aviation and see how far it is feasible in terms of producing more traction and lesser fuel consumption.

## Keywords

Turbofan Engine, Brayton Cycle, Interturbine Combustion Chamber, Ultra High Bypass Ratio, Sequential Combustion.



# Índice

1	Introdução	1
1.1	Motivação	1
1.2	Objetivo	1
1.3	Contextualização	2
1.4	Estrutura da Dissertação	3
2	Estado da arte	5
2.1	Estudos Relevantes	5
2.2	Outros estudos sobre reaquecimento em motores aeronáuticos	6
2.3	Programas ITB em desenvolvimento	10
3	Ciclo de Brayton e aplicações em motores aeronáuticos	11
3.1	Ciclo de Brayton	11
3.2	Introdução de um estágio de reaquecimento no ciclo de Brayton	13
3.3	Aplicações industriais e aeronáuticas	14
3.4	Motores turbofan	15
3.5	Razão de Bypass	18
4	Escolha do motor RR Trent 1000-AE	21
4.1	RR Trent 1000-AE.	21
4.2	Especificações técnicas do RR Trent 1000-AE	22
4.3	Análise paramétrica do RR Trent 1000-AE.	22
5	Ciclo termodinâmico	27
5.1	Propriedades termodinâmicas do ar e produtos de combustão	27
5.2	Código/script para análise do motor base em Matlab	30
5.3	Estudo do motor com duas câmaras de combustão em <i>Matlab</i>	38
6	Análise Paramétrica do motor com duas câmaras de combustão	41
6.1	OPR-FPR variável vs TET	41
6.2	FPR vs TET e BR vs TET, com OPR constante	43
7	Computação evolucionária	45
7.1	Evolução	45
7.2	Algoritmo de evolução genética	46
7.3	Representação do cromossoma	47
7.4	População inicial	48
7.5	Função de aptidão (fitness)	48
7.6	Operadores de seleção	49
7.7	Operadores de reprodução	50
7.8	Condições de paragem	51
7.9	Otimização por algoritmos genéticos	51

8	Otimização multiobjetivos com configuração ITB	53
8.1.1	Problemas de otimização multiobjetivos	53
8.1.2	Método de otimização de Pareto	54
8.2	Configuração da otimização multiobjectivos	56
8.3	Resultados da otimização	58
9	Conclusão	65
9.1	Trabalhos futuros	67
	Bibliografia	69

# Lista de Figuras

Figura 1: Comparação segundo o comprimento axial entre um combustor convencional e ultracompacto [6].

Figura 2: Esquema de um motor turbojato com três estágios de reaquecimento e o seu ciclo termodinâmico [8].

Figura 3: Efeitos da LPTET na tração específica do motor com a variação da HPTET e número de Mach [13].

Figura 4: Representação de uma turbina de gás [18].

Figura 5: Diagrama de temperatura vs entropia para um ciclo de Brayton [1].

Figura 6: Ciclos termodinâmicos para um motor turbojato convencional e um motor com queimador inter-estágios (ITB) [1].

Figura 7: Esquemática da turbina SCC GT24/GT26 desenvolvido por a ABB Power Generation, Lda [20].

Figura 8: Ciclo termodinâmico para um motor turbojato com a aplicação de um afterburner [21].

Figura 9: Classificação dos motores turbofan [2].

Figura 10: Motor turbofan de baixa razão de bypass [2].

Figura 11: Motor turbofan de grande razão de bypass [2].

Figura 12: Turbofan de caudais misturados [2].

Figura 13: Turbofan de caudais não misturados [2].

Figura 14: Evolução da razão de bypass e eficiência [23].

Figura 15: Conceito de fuselagem propulsiva por Bauhaus Luftfahrt [25].

Figura 16: Voo inaugural Boeing 787 Dreamliner, equipado com motores da série RR Trent 1000 [27].

Figura 17: Identificação visual do funcionamento do motor, estações e caudais de sangria conforme fornecido por o Gasturb12.

Figura 18: Caudais de ar de arrefecimento das turbinas vs SOT (K) e as respectivas equações para utilização no programa [30].

Figura 19: Resultados da análise paramétrica do motor com duas C.c. com OFPR/OPR variável em correlação com a TET.

Figura 20: Resultados da análise paramétrica do motor com duas C.c. com OFPR variável e OPR fixa em correlação com a TET.

Figura 21: Resultados da análise paramétrica do motor com duas C.c. com Razão de Bypass variável e OPR fixa em correlação com a TET.

Figura 22: Ilustração do conceito de dominância [3].

Figura 23: Exemplo do domínio de resultados com a respetiva frente de Pareto [32].

Figura 24: Frente de Pareto correspondente à otimização multiobjectivos do motor com ITB.

# Lista de tabelas

Tabela 1: Gasturb 12 Basic Data.

Tabela 2: Gasturb 12 Secondary Air System.

Tabela 3: Resultados do estudo Design Point para o motor RR Trent 1000-AE, obtido no Gasturb12.

Tabela 4: Polinómio para o cálculo do  $C_p$  em função da temperatura estática em K (Gases frios) [30].

Tabela 5: Resultados do estudo de *performance* para o motor RR Trent 1000-AE, obtido no Script em Matlab.

Tabela 6: Identificação das estações, caudais, temperaturas e pressões obtidas no Script em Matlab.

Tabela 7: Tracção e consumo específico de tracção para o motor com duas câmaras de combustão em comparação com o motor original.

Tabela 8: Configuração em Matlab da otimização multiobjectivos.

Tabela 9: Pontos de resultados da frente de Pareto para a otimização multiobjectivos.





# Lista de acrónimos

BR	Bypass Ratio
C.C.	Câmara de combustão
CPR	Compressor Pressure Ratio
CTT	Constant Temperature Turbine
ER	Expansion Ratio
FAR	Fuel-to-Air Ratio
FHV	Fuel Heating Value
FPR	Fan Pressure Ratio
HPC	High Pressure Compressor
HPT	High Pressure Turbine
HPTET	High Pressure Turbine Entry Temperature
IFPR	Inner Fan Pressure Ratio
IPC	Intermediate Pressure Compressor
IPT	Intermediate Pressure Turbine
ISA	International Standard Atmosphere
ITB	Inter-stage Turbine Burner
LPC	Low Pressure Compressor
LPT	Low Pressure Turbine
LPTET	Low Pressure Turbine Entry Temperature
NGV	Nozzle Guiding Vanes
OFPR	Outer Fan Pressure Ratio
PO	Power Offtake
PR	Pressure Ratio
RR	Rolls Royce
SCC	Sequential Combustion Cycle
SFC	Specific Fuel Consumption
TET	Turbine Entry Temperature
T <sub>Net</sub>	Net Thrust
TSFC	Thrust Specific Fuel Consumption



# 1 Introdução

## 1.1 Motivação

Com a subida dos preços do petróleo e a pressão por parte dos consumidores para tarifas cada vez mais baixas, as companhias aéreas estão sob uma pressão cada vez maior para reduzir os custos de operação. Deste modo, um dos maiores custos que uma aeronave tem em operação é o consumo de jet fuel e a manutenção associada à operação dos motores. Assim, tem-se vindo a assistir a um crescente pedido do mercado aos fabricantes, no sentido de se reduzir o consumo de combustível dos motores aumentando a fiabilidade e eficiência, reduzindo deste modo a necessidade de uma manutenção prolongada, sem comprometer a segurança da operação da aeronave.

Uma das maneiras de reduzir o consumo de combustível é aumentar a razão de bypass o que necessariamente aumenta a dimensão do motor e conseqüentemente o fan de entrada. Portanto, tem-se assistido ao aparecimento de motores cada vez maiores, com maiores razões de bypass e razões de compressões globais e com a produção de menos ruído.

Esta dissertação foca-se essencialmente no problema que acarreta o aumento das dimensões do fan e a energia que será necessária extrair nas turbinas do motor para fazer atuar esta mesma componente. Como tal, é necessário pensar em soluções que permitam retirar mais energia nas turbinas e uma delas, que é o foco deste estudo, é o conceito de combustão sequencial, que consiste em adicionar uma ou mais câmaras de combustão entre turbinas de modo a reaquecer o caudal de ar e conseguir-se extrair mais energia durante a fase de expansão. Este tipo de configuração poderá ter várias vantagens, tais como: o aumento da tração produzida, menor consumo de combustível, menor temperatura de entrada nas turbinas e menos poluição produzida pelo motor devido à redução das queimas incompletas.

## 1.2 Objetivo

O objetivo desta dissertação é realizar um estudo para saber até que ponto é viável a utilização de uma segunda câmara de combustão num motor turbofan em operação no ramo da aviação civil, com elevada razão de Bypass. Deste modo, irá ser avaliado em comparação com um motor convencional se a introdução dessa alteração na configuração é vantajosa para a redução do consumo de combustível e aumento da tração produzida.

## 1.3 Contextualização

Com a preocupação crescente sobre as alterações climáticas e a pressão que a sociedade tem feito sobre as diferentes indústrias, respeitante ao impacto que causam sobre o meio ambiente e recursos naturais, tem vindo a surgir, cada vez mais, uma mentalidade empresarial de crescimento sustentável, ou seja, no sentido de existir um compromisso para que as gerações vindouras possam usufruir dos mesmos recursos e ecossistemas que existem atualmente. Neste panorama, a indústria aeronáutica (companhias aéreas, fabricantes, stakeholders, etc.) tem tentando minimizar a sua pegada ecológica no sentido de produzir menos poluentes e/ou consumir menos recursos naturais necessários para a sua atividade.

Nos últimos anos, começaram a aparecer avanços tecnológicos significativos no âmbito da área dos materiais e da propulsão, no sentido de serem produzidas aeronaves mais leves e mais eficientes de modo a consumirem menos combustível. Assim, esta dissertação enquadrada no âmbito da disciplina de propulsão, pretende realizar um estudo no sentido de averiguar a viabilidade na introdução de uma segunda câmara de combustão entre turbinas, para um motor do tipo turbofan já em operação.

A motivação que leva a esta alteração do ciclo termodinâmico deve-se a os motores produzirem a maior parte da tração devido ao caudal de bypass e como tal, em vez de se realizar um aumento das dimensões do motor de modo a corresponder a razões de bypass cada vez maiores, procuram-se soluções que possam ser adaptadas aos motores atualmente existentes. Isto deve-se a existir um problema real, pois, as dimensões dos motores não podem continuar a aumentar proporcionalmente ao aumento das razões de bypass, porque os fabricantes, em conformidade com a legislação aeronáutica, têm que respeitar diversas restrições como p. ex. a distância do motor ao solo. Neste sentido, a única solução é diminuir a razão de pressões do fan aumentando, ao mesmo tempo, a sua dimensão de modo a cumprir com todas as restrições de ruído produzido e a distância entre o motor e o solo. No entanto, a alteração nas características do fan cria a necessidade de se extrair mais energia da turbina que o aciona.

Com este problema exposto, entende-se então a necessidade de procurar alternativas que poderão trazer, teoricamente, inúmeras vantagens, tais como a redução do consumo de combustível e emissão de poluentes (NO<sub>x</sub>), podendo-se verificar, ao mesmo tempo, um aumento da tração produzida e a redução de ruído produzido. Como tal, nesta dissertação irá ser feita uma comparação entre o desempenho de um motor com um ciclo convencional já existente, e um motor teórico com uma configuração com duas câmaras de combustão na fase de expansão.

## 1.4 Estrutura da Dissertação

No 1º capítulo desta dissertação é apresentada uma breve introdução ao tema e que contém a motivação, objetivos e a contextualização do tema abordado face ao panorama atual da indústria aeronáutica.

O 2º capítulo apresenta alguns estudos relevantes que estão a ser desenvolvidos a par com o conceito de combustão sequencial e ainda um tópico sobre o estado da arte.

O 3º capítulo introduz os conceitos e as bases científicas sobre os quais esta tese vai incidir, nomeadamente, uma introdução à importância do conceito de motor turbofan, razão de bypass e o ciclo de Brayton, bem como os efeitos teóricos da introdução de câmaras de combustão na fase de expansão (turbinas).

O 4º capítulo apresenta o motor escolhido e o motivo, bem como os parâmetros do motor e algumas escolhas feitas relativamente a dados não revelados pelo fabricante. É realizado um estudo paramétrico do ponto de funcionamento do motor e analisados os seus respetivos resultados.

O 5º capítulo insere nos cálculos do ciclo termodinâmico a segunda câmara de combustão e explica de um modo detalhado o modelo matemático que foi usado para implementar um algoritmo em *Matlab*. É efetuado um estudo paramétrico com e sem esta configuração do motor e os seus resultados são comparados.

No 6º capítulo é realizado um estudo de análise paramétrica para o motor com duas câmaras de combustão variando diversos parâmetros como a razão de bypass, razão de pressão dos compressores, etc..., de modo a ver a influência no desempenho do motor.

O 7º capítulo introduz os conceitos teóricos necessários na segunda fase desta dissertação, fase de otimização, onde é apresentada a noção de teoria computacional evolucionária.

O 8º capítulo identifica o tipo de algoritmo genético que irá ser utilizado no algoritmo de otimização.

O 9º capítulo introduz o algoritmo da otimização multiobjetivos e toda a parametrização necessária, bem como a explicação detalhada de cada fase do processo. São ainda apresentados os resultados da otimização efetuada com recurso ao *Matlab*.

Por fim, o 10º capítulo apresenta a conclusão desta tese e é feita uma breve referência para possíveis trabalhos futuros.



## 2 Estado da arte

### 2.1 Estudos Relevantes

O estudo do ciclo termodinâmico com a adição de uma câmara de combustão adicional em turbinas de gás, é uma ideia que já tem alguns anos [1], contudo, só agora estão a ser dados os primeiros passos no sentido de investigar a sua viabilidade de acordo com as capacidades tecnológicas disponíveis atualmente para os motores aeronáuticos do tipo turbofan.

Deste modo, Pedro Santos [2] realizou em 2014 um estudo paramétrico, no âmbito da sua dissertação de mestrado, sobre o reaquecimento entre turbinas com recurso a uma segunda câmara de combustão num motor turbofan de alta razão de bypass (HBR entre 5 e 10). Como tal, foi escolhido o motor RR RB211 Trent 895-17EQ, um motor equivalente a um já existente no mercado e que equipa a geração mais recente da família Boeing 777. O objetivo deste estudo era simular uma *performance* do tipo on-design para a variante ITB e compará-lo ao motor convencional já em operação no mercado. Os resultados obtidos foram sumariados pelo autor do seguinte modo:

- Com um ciclo ITB não é necessária uma TET mais elevada que o ciclo convencional para obter a mesma *performance*. O motor com esta configuração pode oferecer a mesma ou mais tração com uma HPTET e LPTET (1700k) do que a configuração original com uma HPTET(2300K);
- É possível obter a mesma tração que a configuração convencional com uma temperatura de saída das câmaras de combustão (ITB e principal) mais baixa, mas à custa de um consumo específico de tração maior. Isto deveu-se às elevadas quebras de temperatura e pressão após a expansão no HPT e no LPT o que obrigou a um reaquecimento maior no ITB.
- O estudo de parametrização não melhorou os resultados iniciais à exceção de alguns parâmetros como FPR, BR e TET. Como tal, o motor na configuração ITB consome sempre mais combustível para a mesma tração que o motor original.

Outro estudo bastante relevante no âmbito desta dissertação foi conduzido por Matthew M. Conrad para o *Air Force Institute of Technology* [3]. O objetivo principal desta dissertação foi o desenvolvimento de um combustor ultracompacto (UCC) que pudesse substituir as câmaras de combustão convencionais (figura 1), de modo a que este conceito possa vir a ser integrado como um ITB em configurações a projetar no futuro. O segundo objetivo foi examinar o efeito do spray de combustível na câmara de combustão em circunferência, de modo a perceber como as gotículas atomizadas de combustível interagem no ambiente do UCC. Por fim, o último objetivo foi testar este UCC fornecendo como caudal de ar um ar viciado, ou seja, com um maior teor de humidade, maior concentração de CO<sub>2</sub> e NO<sub>x</sub> além de hidrocarbonetos não queimados e ainda possuindo uma menor concentração de oxigénio. Este teste com o ar viciado

permitiu saber a extensão da viabilidade numa futura configuração ITB, pois o caudal de ar já terá sofrido uma primeira queima na câmara principal. Como tal, os resultados deste estudo, demonstraram o sucesso na construção de um UCC tanto para utilização como combustor principal, tanto como em ambiente de ar viciado como é o caso do ITB.

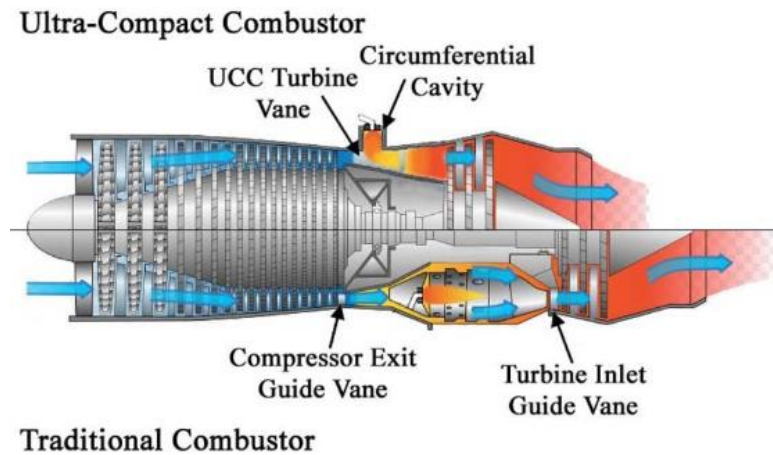


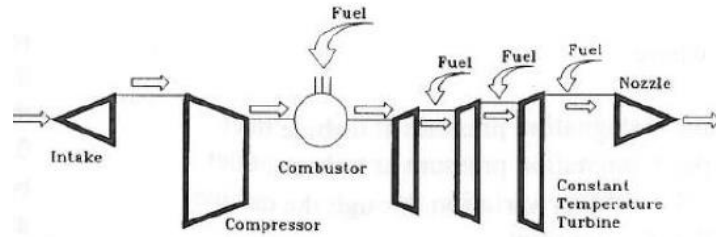
Figura 1: Comparação segundo o comprimento axial entre um combustor convencional e ultracompacto [3].

## 2.2 Outros estudos sobre reaquecimento em motores aeronáuticos

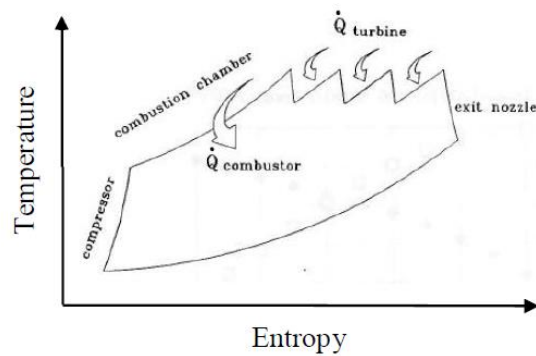
O estudo do conceito de ciclo de combustão sequencial tem vindo a ser estudado por diversos autores, sendo de seguida expostas as investigações mais relevantes e as suas conclusões.

Andriani et al [4,5] realizaram um estudo utilizando um motor turbojato em configuração CTT (figura 2 (a) e (b)), no qual introduziram combustível em vários estágios das turbinas de modo a realizar um reaquecimento. Além da flexibilidade maior na gama de utilizações do motor, chegaram à conclusão que este tipo de motor produziria mais tração específica para um consumo específico de combustível aproximadamente igual. Contudo, não faz referência à quantidade de tração específica que esta nova configuração produz em relação a um motor com um ciclo convencional [6].





(a) Esquema do motor usado por Andriani et al



(b) Ciclo termodinâmico

Figura 2: Esquema de um motor turbojato com três estágios de reauecimento e o seu ciclo termodinâmico [5].

Liu e Sirignano [7,8] foram dos primeiros a conduzir estudos paramétricos utilizando a introdução do conceito de configuração ITB em motores turbofan e turbojato, de modo a analisar e comparar o seu desempenho em condições padrão de desempenho (design-point) com o motor convencional. Neste estudo, só foram alterados os parâmetros de interesse como a temperatura de entrada na turbina de baixas pressões e todos os restantes valores operacionais do motor permaneceram os mesmos. As conclusões obtidas para os motores turbojato estudados foram as seguintes:

- O desempenho da configuração ITB é melhorado conforme o incremento da razão de pressões globais, quando comparado com o motor convencional. No entanto, o aumento na eficiência térmica do motor correspondeu a uma diminuição maior na eficiência propulsiva o que correspondeu a um consumo específico de combustível maior;
- Com a queima de mais combustível na variante ITB o motor consegue operar em números de Mach superiores e com trações específicas maiores;

- Com o aumento das temperaturas de admissão na turbina espera-se melhores *performances* tanto dos motores ITB como dos motores convencionais no sentido de atingirem trações específicas maiores;
- Para potências nas turbinas mais baixas, o ITB tem uma *performance* próxima da câmara de combustão principal. Contudo, para uma razão mais alta as características do ITB aproximam-se de um pós-combustor.

Estes resultados repetiram-se para os motores turbofan [7,8]. É importante, no âmbito deste estudo, referir que a implementação do ITB permitiu extrair mais energia no LPT. Pelo que, um motor turbofan com ITB terá, em teoria, um melhor desempenho para razões de bypass e razões de pressão no fan maiores em comparação ao motor convencional, conseguindo assim atingir razões de pressão globais mais elevadas.

Por fim, este estudo chegou a uma importante conclusão: a implementação da variante ITB num motor turbofan permite atingir trações específicas maiores com apenas um ligeiro incremento no consumo específico de combustível, o que dependendo dos objetivos do perfil da missão a realizar pode ser uma mais valia.

Os resultados publicados por Liu e Sirignano [7,8] conduziram Liew et al a investigar a *performance* do conceito ITB utilizando, no entanto, uma metodologia mais aprofundada [9-14]. Este estudo conduziu à conclusão que o motor estudado (turbofan de 2 veios com caudais não misturados) com uma configuração que faz uso do reaquecimento entre turbinas produz uma tração superior com apenas um pequeno incremento no consumo específico de combustível em relação ao motor original. Foi conduzido também um estudo paramétrico no sentido de perceber a influência de outros parâmetros (OPR, FPR, BPR,  $M_0$ ) na *performance* do motor ITB. Os resultados obtidos foram de encontro aos publicados por Liu e Sirignano. Para uma temperatura de entrada na turbina de baixa pressão (LPTET), os benefícios da implementação do ITB são incrementados com uma temperatura mais baixa de entrada na turbina de altas pressões (HPTET) e números de Mach mais elevados, conforme a figura 3.

No entanto, de modo a evitar complicações com os caudais de sangria Liew et al sugerem que a LPTET deveria ser mantida abaixo dos 1300K, ou seja, a temperatura máxima que as pás da turbina devem suportar. Apesar desta metodologia ser superior à de Liu e Sirignano isto torna os resultados mais previsíveis [6].

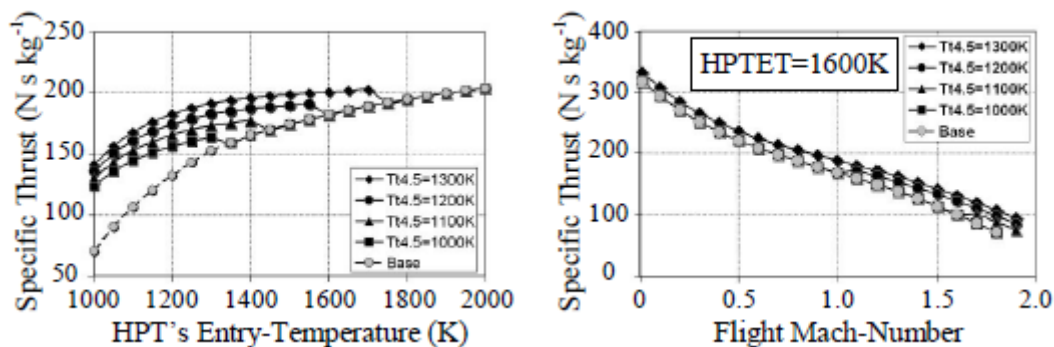


Figura 3: Efeitos da LPTET na tração específica do motor com a variação da HPTET e número de Mach [11].

Vogeler [14] também realizou um estudo de duas configurações ITB (dois veios e um veio), que comparou a um motor convencional de 2 veios com uma razão de bypass de 5, com os caudais de arrefecimento corretos. A câmara de combustão adicional foi colocada entre a HPT e a LPT. Com este estudo, chegou à conclusão que a configuração ITB de 2 veios conseguia fornecer uma tração maior à custa de um consumo específico de combustível maior enquanto a configuração de um só veio forneceria uma tração maior, mas com um menor consumo específico. No entanto, estes resultados foram questionados por Soon, na sua tese [6].

O estudo mais completo realizado sobre a aplicação da configuração ITB em motores turbojato e turbofan foi conduzido por Soon [6] que estudou tanto a tração como o consumo de um motor, como também a emissão de infravermelhos produzida como modo de identificar um motor de baixo BR com um pós-combustor. O motor analisado foi o Pratt & Whitney F100-PW229 que é usado para equipar o caça F-16. Os resultados desta tese foram os seguintes:

- A razão de pressões globais para um motor com dois combustores, a produzir a tração específica máxima, é ligeiramente mais baixa que o motor convencional;
- A implementação do ITB permite que um motor com dois queimadores tenha uma razão de pressão do fan ótima, superior ao motor convencional;
- Com uma TET reduzida, ou seja, para uma necessidade de arrefecimento menor não existe uma configuração com uma tração específica maior e consumo específico de combustível menor para o motor ITB em comparação com o motor convencional;
- A instalação do ITB mais próximo da câmara de combustão principal ajudou a reduzir o consumo específico de combustível, mas produziu uma tração específica menor. Observou-se o contrário com o ITB mais afastado da câmara de combustão principal.

## 2.3 Programas ITB em desenvolvimento

De momento o único programa público que se encontra a desenvolver o conceito de ITB é conduzido por a Cfd Research Corp, sediada nos Estados Unidos da América e à qual foi oferecida uma bolsa de 739.839.00\$ pela força aérea deste país. Segundo o resumo associado à bolsa de investigação, o conceito de câmara de combustão entre estágios de turbinas é uma ideia inovadora e revolucionária que pode aumentar a tração específica produzida e diminuir as emissões enquanto mantém ou melhora a eficiência do ciclo termodinâmico através de um aumento da razão de pressões globais. Espera-se que a adição de combustível entre estágios das turbinas possa aumentar a tração específica produzida sem uma penalização muito grande no consumo de combustível face à utilização de um pós-queimador na saída do motor [15].

# 3 Ciclo de Brayton e aplicações em motores aeronáuticos

## 3.1 Ciclo de Brayton

O ciclo de Brayton foi desenvolvido por George Brayton em 1878 juntamente com o motor que o próprio inventou que queimava petróleo de modo a realizar trabalho. Este motor, do modo como foi construído na época consistia num pistão que comprimia ar para uma câmara de combustão, sendo misturado de seguida com combustível, por fim, com recurso a uma faísca era produzida a ignição sendo realizada de seguida uma expansão e consequente libertação da energia num cilindro.

A utilização deste ciclo termodinâmico, ainda nos dias que correm, continua a ser das mais utilizadas pois permite produzir energia eléctrica (turbinas industriais a gás) ou produzir tração (motores turbofan, jato, turbinas navais, etc.), figura 4. Este ciclo pode-se resumir à operação de uma simples turbina de gás no qual ocorre idealmente uma compressão isentrópica seguida de um processo de expansão.

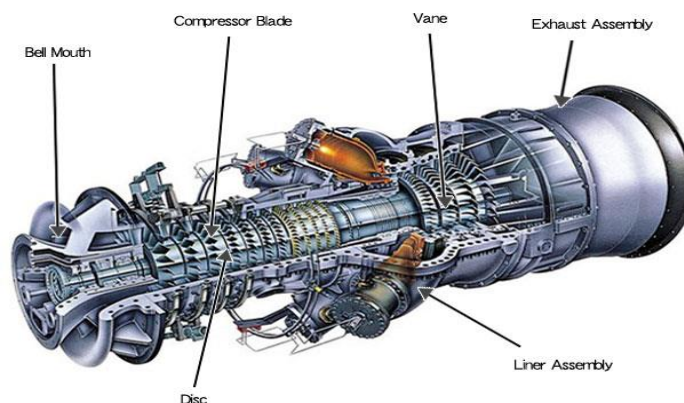


Figura 4: Representação de uma turbina de gás [16].

De acordo com a figura 5 o ciclo ideal de Brayton (ciclo a) é essencialmente constituído por quatro etapas onde ocorrem variações de estado (pressão e temperatura) do seguinte modo: de início, o ar em pressões e temperaturas ambiente sofre uma compressão isentrópica, adiabática e reversível por recurso a um compressor, levando a um aumento de pressão e consequente aumento de temperatura e entalpia (0 a 2); de seguida, o ar comprimido segue para uma câmara de combustão (2 a 3) onde é usado um carburante (gás, querosene, etc.) possibilitando a queima e aquecimento do caudal de ar a uma pressão constante, resultando

num aumento gradual da entalpia e da entropia; ao sair da câmara de combustão, o caudal encontra-se a uma temperatura e pressão elevadas sendo deste modo aproveitada toda esta energia contida para acionar uma turbina e realizar um processo de expansão, idealmente sem variação da entropia e com uma redução significativa de temperatura (3 a 5). Esta energia retirada no veio das turbinas é utilizada para acionar os compressores e/ou produzir energia elétrica; por fim, a quarta etapa (5 a 0) está representada no ciclo por este ser aberto, o que indica que após a expansão das turbinas o ar retorna às condições de pressão e temperatura ambientes.

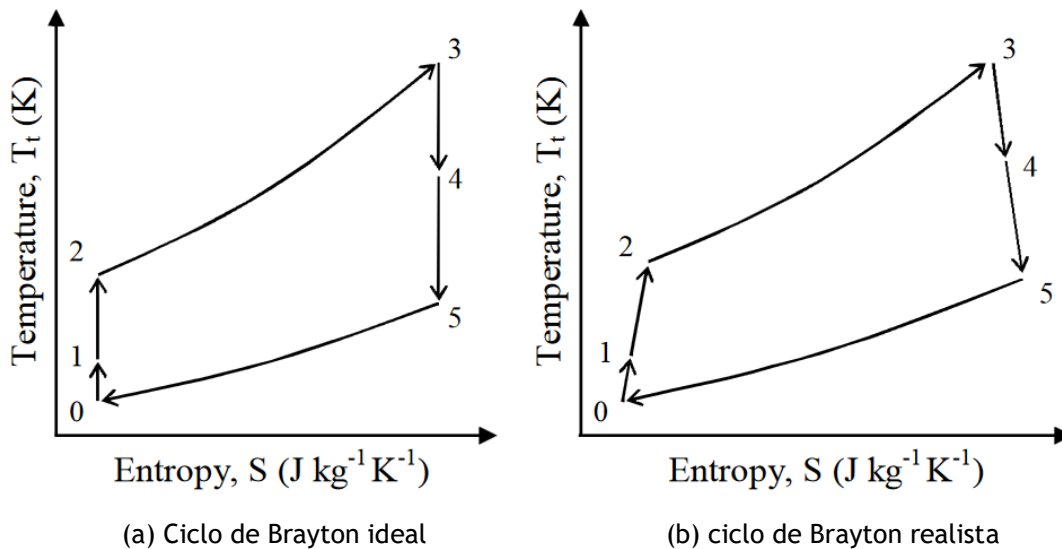


Figura 5: Diagrama de temperatura vs entropia para um ciclo de Brayton [6].

[0-->1 Compressão Ram    1-->2 Compressão por efeito dos compressores

2-->3 Combustão        3-->4 Expansão nas turbinas

4-->5 Expansão por segunda turbina ou bocal de saída]

No entanto, na realidade não se observam ciclos ideais devido aos fenómenos de atrito e perdas de eficiência nos componentes, como tal, o que se verifica é um ciclo mais aproximado ao da figura 5 (b), um ciclo de Brayton mais realista. O que acontece nos motores de turbina utilizados em aeronáutica, é que a aeronave se encontra em movimento em relação ao ar ambiente e como tal, ocorre um aumento de pressão à frente do bocal de entrada (efeito ram) devido ao deslocamento de ar produzido por a passagem do motor. Além deste fenómeno, as eficiências dos compressores, câmara de combustão, turbinas, veios e outros componentes ficam aquém dos 100%, observando-se ainda quedas de pressão nos ductos e a existência de caudais de sangria durante o processo de compressão do ar para a utilização no arrefecimento dos componentes após a saída da câmara de combustão ou p.ex para a realização da pressurização da cabine.

### 3.2 Introdução de um estágio de reaquecimento no ciclo de Brayton

Com os ciclos termodinâmicos convencionais a atingir os seus picos de *performance* existe uma necessidade cada vez maior de introduzir alterações/variações com o intuito de se conseguir melhores *performances* (maior tração, menor consumo específico de combustível, etc.) ou alargar o envelope de voo. Neste âmbito, surge o conceito relativamente recente da introdução de reaquecimento entre estágios do processo de expansão para os motores aeronáuticos.

Este reaquecimento pode ser realizado de duas maneiras:

- Temperatura constante: é adicionado combustível que vai sendo queimado através da passagem na turbina, enquanto é realizado trabalho para acionar os compressores e outros sistemas da aeronave. Sendo necessário, equilibrar as razões entre a adição de combustível e a energia extraída de modo a manter uma temperatura máxima constante de operação durante a fase de expansão;
  - Pressão constante: combustível adicional é queimado a pressão aproximadamente constante numa segunda, ou mais, câmaras de combustão entre os estágios de expansão.
- ✓ Para o objetivo desta dissertação será daqui em diante só feita referência a um motor ITB com um ciclo de Brayton modificado a pressão constante, sendo que o ciclo termodinâmico a temperatura constante é referido como CTT (Constant Temperature Turbine). O conceito CTT é considerado como sendo o ideal para realizar o reaquecimento ao longo da fase de expansão, no entanto, a praticabilidade desta ideia ainda está longe do nível de desenvolvimento da tecnologia atual, pois, é bastante complicado controlar a quantidade de energia extraída nas turbinas com a quantidade de combustível adicionado de modo a manter a temperatura máxima constante [6].

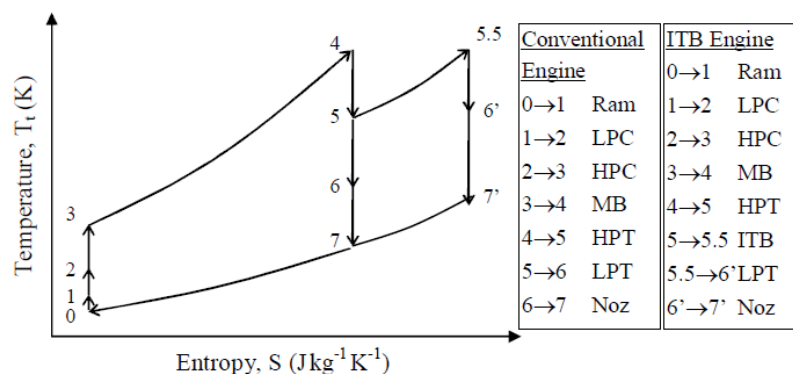


Figura 6: Ciclos termodinâmicos para um motor turbojato convencional e um motor com queimador inter-estágios (ITB) [6].

A figura 6 demonstra os efeitos no ciclo termodinâmico de Brayton num motor aeronáutico do tipo turbojato com duas fases de expansão e uma segunda câmara de combustão, entre as turbinas, a realizarem um reaquecimento. Assim, vê-se que um motor convencional efetua uma expansão do caudal de ar (4 a 7) após o aquecimento e toda a energia que se encontra a uma temperatura elevada é utilizada para acionar os compressores e as duas turbinas e outra parte é convertida em tração. Por outro lado, para um motor com duas câmaras de combustão é removida primeiro alguma energia na turbina de altas pressões (HPT) para acionar o HPC (4 a 5), de seguida, o caudal de ar entra na segunda câmara de combustão e é efetuado um reaquecimento (5 a 5.5) que atua de seguida na turbina de baixas pressões (LPT) o que faz acionar o LPC (5.5 a 6'), finalizando o ciclo de expansão no bocal de saída, produzindo tração. Este reaquecimento como se observa produz uma entropia significativamente maior o que se traduz numa tração produzida maior.

### 3.3 Aplicações industriais e aeronáuticas

Apesar do conceito de ITB ser relativamente recente para os motores aeronáuticos as suas aplicações na indústria das turbinas de gás há muito que são conhecidas. A primeira turbina de gás a fazer uso desta ideia de reaquecimento foi desenvolvida em 1948, por BBC Brown Boveri e incluía uma câmara de combustão adicional entre turbinas [1], que na altura foi designada como ciclo de combustão sequencial (SCC). Mais tarde, em 1990, a ABB Power Generation Lda introduziu uma nova classe de turbinas a gás com o nome de GT24 e GT 26 fazendo elas também uso do conceito SCC, para tal colocaram uma segunda câmara de combustão entre o HPT e a turbina livre, que é utilizada para gerar energia [17].

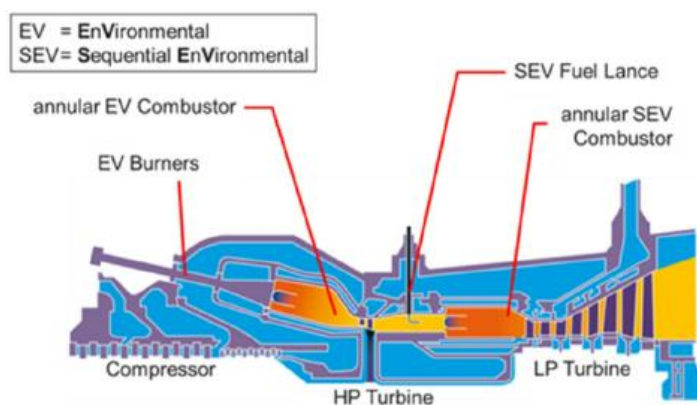


Figura 7: Esquematização da turbina SCC GT24/GT26 desenvolvido por a ABB Power Generation, Lda [18].



No ramo da engenharia aeronáutica ainda não existem motores produzidos ou em produção que façam uso do conceito de combustão sequencial entre turbinas, embora como demonstrado no capítulo 2 desta dissertação, têm sido realizados alguns estudos para perceber até que ponto é viável a introdução desta modificação. Contudo, o que existe atualmente que faz uso do reaquecimento em ciclos termodinâmicos e que é bastante utilizado no ramo das operações militares em motores turbojato e motores turbofan de baixa razão de bypass é o conceito de *afterburner*, ou pós queimador, no qual após o estágio de expansão na turbina é injetado combustível de modo a aumentar consideravelmente a tração (+50%) à custa de um consumo específico de combustível muito mais elevado (3x superior) [6].

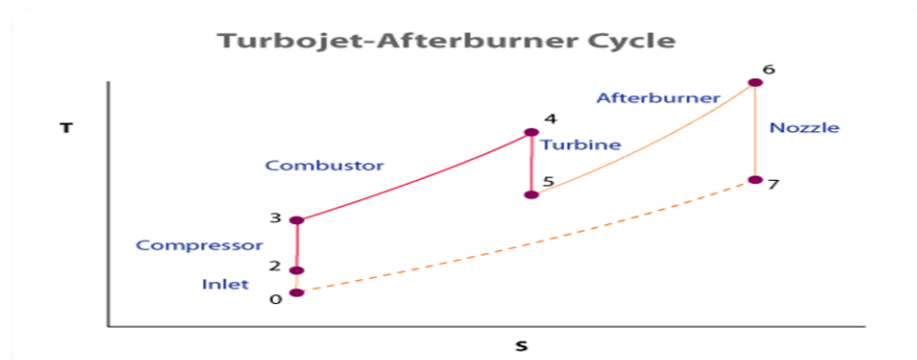


Figura 8: Ciclo termodinâmico para um motor turbojato com a aplicação de um afterburner [19].

Como se observa na figura 8 o uso do afterburner cria um problema que é após o estágio de expansão na turbina existe uma diminuição da temperatura e da pressão do caudal de ar, como tal é necessário voltar a injetar muito mais combustível para realizar um reaquecimento o que leva a um ciclo termodinâmico pouco eficiente. Por este mesmo motivo não é uma opção considerada viável para o uso em motores com alta razão de bypass sendo necessário a escolha de uma alternativa como o ITB.

### 3.4 Motores turbofan

De modo a fazer deslocar uma aeronave pelo ar, é necessário gerar tração para criar uma força oposta que produza movimento. Como tal, existe a necessidade de um sistema propulsivo. Atualmente o tipo de motor mais utilizado na aviação civil é o motor turbofan, nome dado pela Rolls Royce, que foi a primeira a produzir este tipo de motores [20]. Estes motores são os mais fiáveis já produzidos e conseguem uma excelente razão de tração com o consumo específico de combustível. São uma variante moderna do conceito de turbina de gás e do ciclo de Brayton. Como tal, existe um núcleo dentro do motor composto por um estágio de compressores axiais que aumentam a pressão e temperatura do caudal de ar, seguido de uma câmara de combustão que produz um aquecimento e por um estágio de expansão composto por várias turbinas.

Na entrada do motor existe um bocal de admissão e um fan que distribui parte do caudal de ar para o núcleo do motor e outra parte para fora do núcleo. Este processo é chamado de bypass e será aprofundando no subcapítulo seguinte. Tanto o fan como o compressor e as turbinas são compostos por várias pás que extraem ou fornecem energia ao caudal de ar que se encontra em movimento. No conceito mais tradicional deste tipo de motores, o fan encontra-se no mesmo veio que a turbina de baixas pressões e o compressor de altas pressões encontra-se no mesmo veio da turbina de altas pressões, isto é chamado um motor de 2 veios. Por questões práticas o veio de baixas pressões encontra-se dentro do de altas pressões. Tanto o HPC como o LPT são compostos por vários estágios de pás, algumas encontram-se em movimento (*rotor*) e outras estão estáticas (*stator*), isto deve-se à necessidade de equilíbrio entre o movimento do fluido e a necessidade de criar pressão. Atualmente, alguns motores como o que irá ser estudado nesta dissertação possuem 3 veios (baixa, média e alta pressões), o que permite uma maior eficiência do motor [20,21].

Comparando com um motor turbojato, um motor turbofan com baixa razão de bypass permite um envelope de voo mais alargado e com a vantagem do consumo específico de combustível ser mais baixo. Como tal, alguns caças modernos possuem um motor turbofan de baixo BR com um afterburner acoplado. Isto permite reduzir, como já referido, o SFC e ainda permite, com a utilização do pós-combustor, atingir as velocidades supersónicas que são um dos requisitos na utilização de caças de combate. Por outro lado, um motor turbofan perde bastante eficiência quando opera em velocidades supersónicas, como tal, estes caças militares possuem bocais de entrada que fazem a passagem de regime supersónico ( $M \geq 1$ ) para subsónico ( $M < 1$ ) [21].

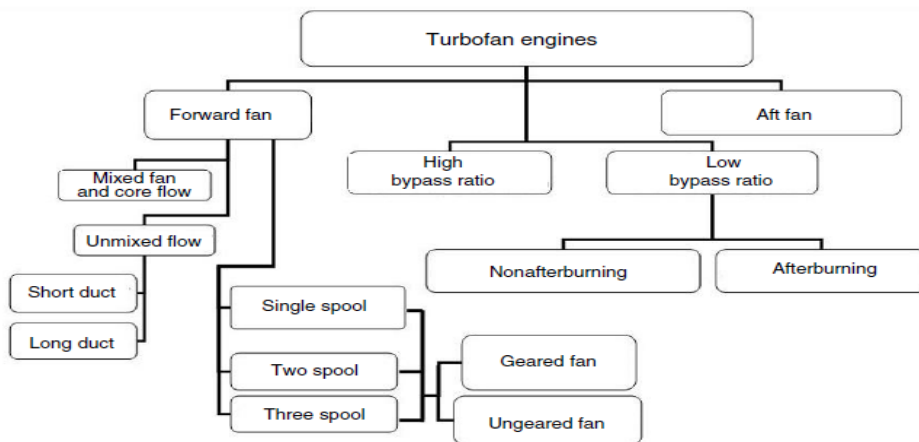


Figura 9: Classificação dos motores turbofan [20].

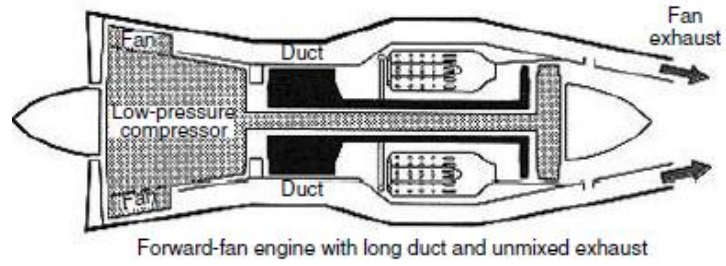


Figura 10: Motor turbofan de baixa razão de bypass [20].

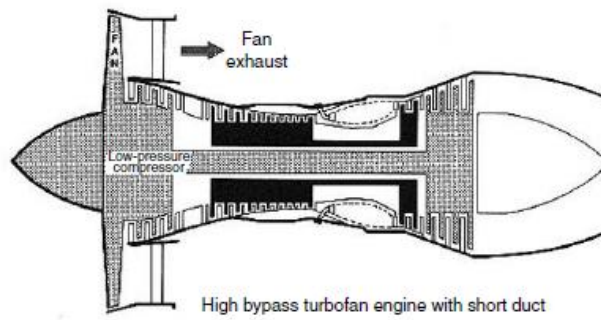


Figura 11: Motor turbofan de grande razão de bypass [20].

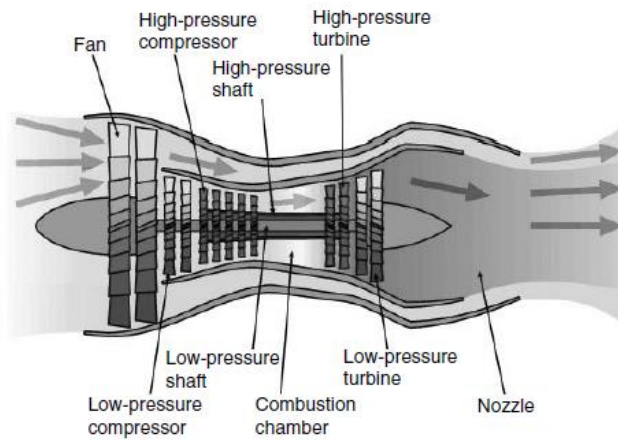


Figura 12: Turbofan de caudais misturados [20].

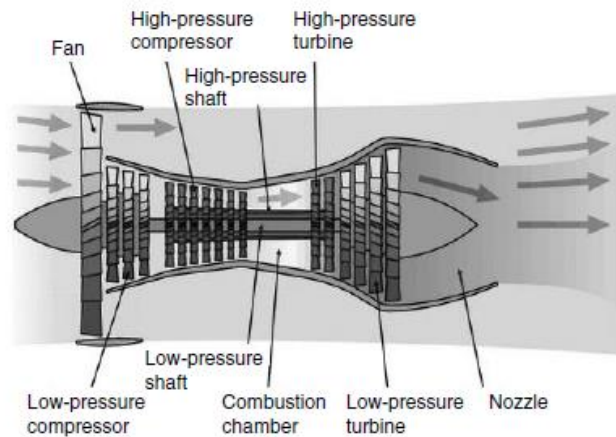


Figura 13: Turbófan de caudais não misturados [20].

Os motores turbófan podem ser classificados de acordo com a posição do fan, à frente ou atrás, razão de bypass e o número de eixos. Também é importante referir que os caudais quente e frio podem ser misturados antes do bocal de saída ou após este, conforme ilustrado nas figuras 9,10, 11, 12 e 13.

### 3.5 Razão de Bypass

Como visto nos subcapítulos anteriores a razão de bypass assume um papel bastante importante no ramo dos motores aeronáuticos civis do tipo turbófan. Esta pode ser definida como a razão entre o caudal que passa por fora do núcleo do motor, que é acionado pelo fan, e o caudal que passa no interior do núcleo.

$$\beta = \frac{\text{Caudal de ar de Bypass}}{\text{Caudal de ar do núcleo}} = \frac{\dot{m}_{cold}}{\dot{m}_{hot}} = \frac{\dot{m}_{fan}}{\dot{m}_{core}} \quad (1)$$

De modo, a perceber a importância para a indústria aeronáutica da razão de bypass a figura 14 ilustra a evolução dos motores turbófan por parte do fabricante Pratt & Whitney, que são utilizados nas aeronaves de transporte civil, com a respetiva razão de bypass ao longo dos últimos anos.

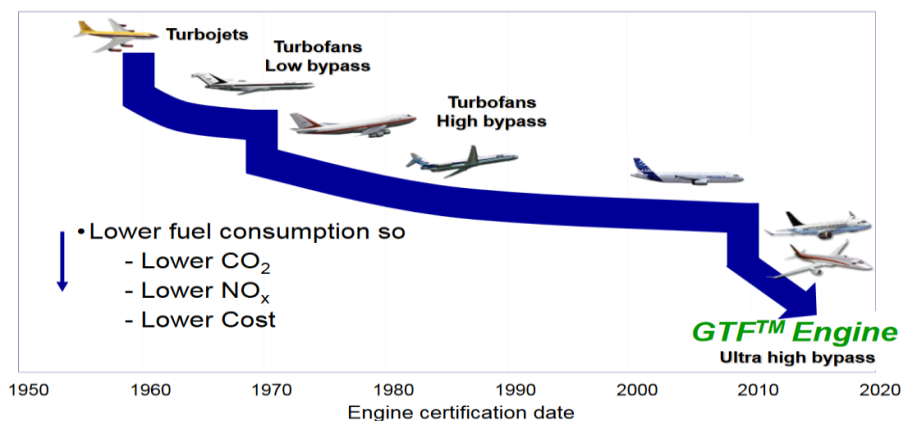


Figura 14: Evolução da razão de bypass e eficiência [22].

Entende-se assim a escolha por parte dos grandes fabricantes e fornecedores de motores para a indústria aeronáutica, da adoção de motores turbofan com razões de bypass cada vez maiores e a promessa, para um futuro próximo, de motores com elevados BR, e de um consumo específico de combustível mais baixo e conseqüentemente a diminuição de CO<sub>2</sub>, NO<sub>x</sub> e custos de operação mais baixos, que são de interesse para todos. Assim, o BR é o principal influenciador da eficiência de um motor pois para um determinado caudal de ar a passar pelo núcleo do motor, a quantidade de caudal de bypass irá determinar a quantidade de ar que o motor desloca e conseqüentemente a tração que produz. Além disto, determina as dimensões de um motor, o peso e conseqüentemente o próprio dimensionamento da aeronave.

De acordo com um estudo conduzido pela NASA [23], um dos caminhos para atingir razões de bypass elevadas, e melhor eficiência, é reduzir a razão de pressão do fan, o que conseqüentemente diminui também as necessidades de extrair mais potência para acionar o fan o que permite um BR maior. Além da vantagem em aumentar o BR, as razões de pressão do fan mais baixas permitem a minimização do ruído do motor e uma emissão de NO<sub>x</sub> mais baixa, enquanto que uma razão de pressões do fan mais alta aumenta o consumo específico de combustível produzindo mais tração. Como tal este estudo conclui que a razão de pressões do fan que é o melhor compromisso entre vantagens e desvantagens é da ordem dos 1,5.

Para cumprir as certificações atualmente existentes em virtude do aumento das dimensões do motor face ao aumento das razões de bypass, estão a ser produzidos estudos conceptuais para averiguar a viabilidade da mudança da posição dos motores da asa para a fuselagem, conforme observado na figura 15. A este conceito é dado o nome de fuselagem propulsiva e a sua viabilidade vai para além do objetivo desta dissertação.

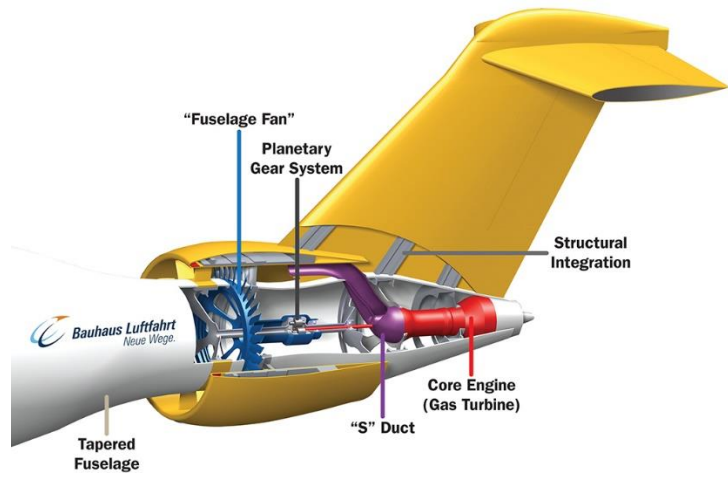


Figura 15: Conceito de fuselagem propulsiva por Bauhaus Luftfahrt [24].

## 4 Escolha do motor RR Trent 1000-AE

### 4.1 RR Trent 1000-AE.

Para se poder introduzir uma segunda câmara de combustão entre turbinas e proceder à sua respetiva análise primeiro é necessário ter um motor base para comparação. Assim, o autor escolheu um motor que considerou relevante no panorama atual da aviação, o RR Trent 1000-AE. Este motor do tipo turbofan equipa a geração mais recente dos novos Boeing 787 Dreamliner que entraram ao serviço no ano de 2007 e estão, no decorrer do presente ano de 2016, na sua mais recente versão [25].



Figura 16: Voo inaugural Boeing 787 Dreamliner, equipado com motores da série RR Trent 1000 [26].

O Boeing 787 Dreamliner pertence a uma família de aviões de longo curso equipados com dois motores, RR Trent 1000 ou General Electric GEnx-1B. Esta aeronave possui diversas configurações que podem variar entre 242 a 335 passageiros normalmente separados por três classes distintas. Estas diferentes configurações acarretam também alterações no peso à decolagem e conseqüentemente o alcance máximo. Sendo assim, pode-se dividir do seguinte modo [27]:

- 787-8: 242 lugares - 13600km (8460 mn);
- 787-9: 290 lugares - 14100km (8790 mn);
- 787-10: 330 lugares - 11900km (7400 mn).

Quanto à configuração dos motores, o RR Trent 1000 é um motor turbofan com uma configuração de 3 eixos desenvolvido pela Rolls-Royce e foi criado e otimizado apenas para o Boeing 787, podendo produzir desde 287kN até 335kN de tração. A razão da sua utilização é

devido à elevada razão de bypass e razão de compressão aliadas ao baixo consumo de combustível face à concorrência [27].

## 4.2 Especificações técnicas do RR Trent 1000-AE

Estas especificações foram obtidas a partir da referência [28]:

- Tipo de motor: 3 eixos com elevada razão de bypass e caudais não misturados;
- Tração produzida à descolagem: 310.9 kN (69.885 lbf);
- Fluxo de ar estático que atravessa o motor: 1290 kg/s;
- Razão de compressão global em condições ISA: 52:1;
- Razão de Bypass: 11:1;
- Estágios do Fan: 1;
- Estágios do compressor de baixas pressões (LPC): 1;
- Estágios do compressor de médias pressões (IPC): 8;
- Estágios do compressor de altas pressões (HPC): 6;
- Estágios da turbina de altas pressões (HPT): 1;
- Estágios da turbina de médias pressões (IPT): 1;
- Estágios da turbina de baixas pressões (HPT): 6;
- Câmara de combustão: 1 câmara anular com 18 injetores de combustível;
- Diâmetro do Fan: 2850 mm (122 in);
- Comprimento do motor: 4738 mm (186.5 in);
- Peso do motor: 5765 kg.

## 4.3 Análise paramétrica do RR Trent 1000-AE.

Para a realização de uma análise paramétrica fiável e precisa foi utilizado o software *Gasturb 12*. Este programa foi desenvolvido para o uso da indústria elétrica e aeronáutica para realizarem estudos tanto de tração como de potência produzidas por turbinas de gás. Assim, é possível estudar o desempenho de turbinas do tipo turbojato, turbofan, ramjet e industriais com ou sem ciclo variável. Dentro destes motores, é possível conduzir análises desde simples ciclos termodinâmicos a estudos on-design e off-design.

Para a análise paramétrica ao motor pretendido, foi selecionado um motor turbofan com 3 eixos e caudais não misturados, e opção Engine Design - *Performance* (on-design) analysis. Foram assumidas condições ISA de pressão, temperatura e humidade relativa do ar.

Após a escolha do tipo de motor e o tipo de análise a efetuar, o programa requer que sejam introduzidos uma série de dados básicos referentes ao motor a analisar, como: razão de pressão



dos componentes, perdas de pressão entre componentes, razão de bypass, características da câmara de combustão, caudais de sangria e a eficiência de cada eixo. Deste modo, as perdas de pressão de entrada no motor (inlet), dos ductos dos principais componentes (compressores, turbinas e câmara de combustão), bem como a eficiência dos eixos e da câmara de combustão foram obtidos a partir da referência [29]. A razão de bypass bem como a quantidade de caudal de ar que atravessa o motor foram retirados da referência [28]. Para obter as razões de pressões dos compressores de baixas, médias e altas pressões foi realizado um estudo de otimização de modo a obter a razão de pressões global em condições ISA ao nível do mar que é de 52:1 indicada na referência [28], sendo ainda assumido que a razão de pressões do centro do fan é pelo menos 80% da parte mais exterior do fan, conforme descrito em [29]. A temperatura de saída da câmara de combustão foi obtida através de um estudo paramétrico a fim de obter o valor de tração indicado na referência [28].

Com este estudo foram também obtidos os caudais de sangria necessários para arrefecer o HPT e o IPT de modo a manter as temperaturas de entrada no LPT abaixo do limite indicado no type certificate [28]. Alguns valores foram ainda assumidos conforme os fornecidos pelo programa nomeadamente o *Burner Partload Constant*, *Power Offtake* e *Fuel Heating Value*. O primeiro destes valores só tem interesse para estudos off-design, pelo que não será usado no decorrer deste estudo, o segundo valor é a energia extraída no eixo de altas pressões para fornecer energia aos sistemas da aeronave (hidráulicos, ar condicionado, etc...) e o terceiro valor é o valor de energia em MJ que se consegue retirar da queima de 1Kg de combustível.

Tabela 1: Gasturb 12 Basic Data.

<i>Property</i>	<i>Unit</i>	<i>Value</i>	<i>Comment</i>
Intake Pressure Ratio		0,995	
No (0) or Average (1) Core dP/P		1	
Inner Fan Pressure Ratio		1,29893	
Outer Fan Pressure Ratio		1,40795	
Core Inlet Duct Press. Ratio		0,985	
IP Compressor Pressure Ratio		5,70173	
Compr. Interduct Press. Ratio		0,99	
HP Compressor Pressure Ratio		7,20013	
Bypass Duct Pressure Ratio		0,97	
Inlet Corr. Flow W2Rstd	kg/s	1290	
Design Bypass Ratio		11	
Burner Exit Temperature	K	1821,69	
Burner Design Efficiency		0,99	
Burner Partload Constant		1,6	used for off design only
Fuel Heating Value	MJ/kg	43,124	
Overboard Bleed	kg/s	0	
Power Offtake	kW	50	
HP Spool Mechanical Efficiency		0,99	
IP Spool Mechanical Efficiency		0,99	
LP Spool Mechanical Efficiency		0,99	
Burner Pressure Ratio		0,97	
IPT Interd. Ref. Press. Ratio		0,995	
LPT Interd. Ref. Press. Ratio		0,995	
Turbine Exit Duct Press Ratio		0,995	

Nesta fase de introdução dos dados do motor não foi introduzido o valor referente ao *Overboard Bleed*, que é o caudal de sangria que é retirado do motor para realizar a pressurização da cabine. O motivo pelo qual não foi introduzido aqui nenhum valor é porque o fabricante não fornece este valor em termos de kg/s mas sim em percentagens de caudal que são retiradas em cada estágio dos compressores (HPC ou IPC), pelo que serão introduzidos numa fase posterior.

Na segunda fase da introdução de dados, denominado sistema de ar secundário é solicitada a introdução de todos os caudais de sangria bem como fugas e estágios das turbinas que compõem o motor em estudo.

Tabela 2: Gasturb 12 Secondary Air System.

<i>Property</i>	<i>Unit</i>	<i>Value</i>	<i>Comment</i>
Rel. Handling Bleed to Bypass		0	
Rel. HP Leakage to Bypass		0	
Rel. Overboard Bleed W_Bld/W25		0,0267	
Rel. Enthalpy of Overb. Bleed		0	
Recirculating Bleed W_reci/W25		0	Off Design Input Only
Rel. Enthalpy of Recirc Bleed		0	
Rel. HP Leakage to LPT exit		0	
Number of HP Turbine Stages		1	
HPT NGV 1 Cooling Air / W25		0,0676701	
HPT Rotor 1 Cooling Air / W25		0,0587911	
HPT Cooling Air Pumping Dia	m	0	
Number of IP Turbine Stages		1	
IPT NGV 1 Cooling Air / W25		0,0346239	
IPT Rotor 1 Cooling Air / W25		0,00463664	
Rel. Enth. of IPT Cooling Air		0,5	
Number of LP Turbine Stages		6	
LPT Rotor Cool Air W_Cl_LPT/W25		0	
Rel. Enth. of LPT Cooling Air		0	
Rel. Fan Overb.Bleed W_Bld/W13		0	
Core-Byp Heat Transf Effectiven		0	
Coolg Air Cooling Effectiveness		0	
Bleed Air Cooling Effectiveness		0	

Assim, os caudais de sangria que são retirados do HPC e IPC para arrefecer o ar que circula pelas turbinas correspondentes foram obtidos através de um estudo paramétrico que otimizou a quantidade de caudal que seria necessário para não ultrapassar a temperatura de 1123.15k, que é indicada no type certificate do motor em análise [28]. Para o overboard bleeding foi utilizada a informação da referência [29] que sugere um caudal em operações normais de tração máxima de 2.2% do caudal que entra no IPC.

A entalpia relativa foi assumida como a fornecida pelo programa, pois o fabricante não informa de que estágio dos compressores são retirados os caudais de sangria. No entanto, esta funciona da seguinte forma: um valor de 0 indica que o caudal é extraído antes do compressor, um valor de 1 indica que é extraído após o compressor e um valor entre 0 e 1 indica que é extraído num

valor atribuído ao estágio do compressor (p.ex: 0.5 corresponde ao 3º estágio do IPC que possui 6 estágios).

As rotações de cada eixo do motor foram retiradas do type certificate [28] e ainda foram assumidas como constantes as eficiências isentrópicas dos compressores e das turbinas.

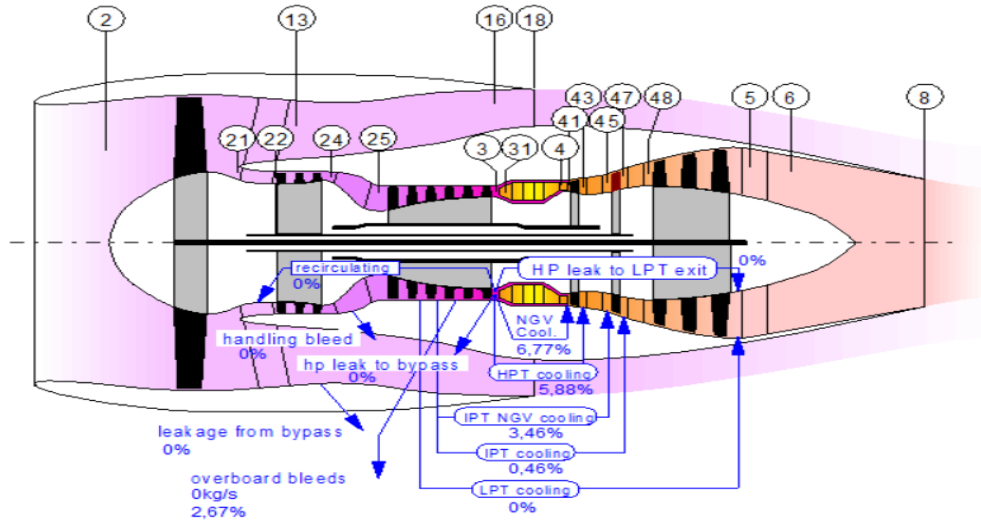


Figura 17: Identificação visual do funcionamento do motor, estações e caudais de sangria conforme fornecido pelo *Gasturb12*.

Tabela 3: Resultados do estudo Design Point para o motor RR Trent 1000-AE, obtido no *Gasturb12*.

Station	w	T	P	WRstd		
amb	kg/s	K	kPa	kg/s		
2	1283,550	288,15	101,325	1290,000	FN	= 290,00 kN
13	1176,587	321,79	141,948	887,549	TSFC	= 7,8082 g/(kN*s)
21	106,962	313,82	130,956	86,368	WF	= 2,26435 kg/s
22	106,962	313,82	128,991	87,683	s NOx	= 3,35915
24	106,962	550,45	735,474	20,367	BPR	= 11,0000
25	106,962	550,45	728,120	20,573	Core Eff	= 0,4720
3	99,907	994,49	5242,552	3,587	Prop Eff	= 0,0000
31	86,381	994,49	5242,552		P3/P2	= 52,000
4	88,645	1821,69	5085,275	4,441	P2/P1	= 0,99500
41	95,883	1763,99	5085,275	4,727	P22/P21	= 0,98500
42	95,883	1353,87	1332,689		P25/P24	= 0,99000
43	102,172	1333,08	1332,689		P4/P3	= 0,97000
44	102,172	1333,08	1326,025		P44/P43	= 0,99500
45	105,875	1315,12	1326,025	17,283	P48/P47	= 0,99500
46	105,875	1113,10	606,106		P6/P5	= 0,99500
47	106,371	1111,64	606,106		P16/P13	= 0,97000
48	106,371	1111,64	603,075	35,103	P16/P6	= 1,29100
49	106,371	764,23	107,189		P5/P2	= 1,06319
5	106,371	764,28	107,189	163,758	V18/V8, id	= 1,55823
8	106,371	764,28	106,653	164,581	A8	= 1,64878 m²
18	1176,587	321,79	137,689	914,999	A18	= 4,49223 m²
Bleed	2,856	550,45	728,120		XM8	= 0,27702
					XM18	= 0,67675
					WB1d/w2	= 0,00223
Efficiencies:					CD8	= 0,92214
Outer LPC	0,8780	0,8838	0,995	1,408	CD18	= 0,93917
Inner LPC	0,8700	0,8748	0,995	1,299	PWx	= 50,000 kw
IP Compressor	0,8400	0,8731	1,150	5,702	w1kLP/w25	= 0,00000
HP Compressor	0,8500	0,8825	3,324	7,200	WB1d/w25	= 0,02670
Burner	0,9900			0,970	Loading	= 100,00 %
HP Turbine	0,8900	0,8738	6,053	3,816	e442 th	= 0,85966
IP Turbine	0,9126	0,9048	2,214	2,188	WCHN/w25	= 0,06767
LP Turbine	0,9000	0,8782	1,221	5,626	WCHR/w25	= 0,05879
HP Spool	mech Eff	0,9900	Nom Spd	13391 rpm	WCIN/w25	= 0,03462
IP Spool	mech Eff	0,9900	Nom Spd	8937 rpm	WCIR/w25	= 0,00464
LP Spool	mech Eff	0,9900	Nom Spd	2683 rpm	WCLR/w25	= 0,00000
hum [%]	war0	FHV	Fuel			
0,0	0,00000	43,124	Generic			



# 5 Ciclo termodinâmico

Como o programa *Gasturb12* não dispõe de uma opção para manipular o ciclo termodinâmico e assim modificar os parâmetros das respectivas estações, pois, para este estudo é necessário adicionar uma câmara de combustão adicional, recorreu-se ao software *Matlab* de modo a criar um script que executasse uma análise do ciclo do motor. Primeiro, o script foi criado de modo a ser o mais fiável e preciso em termos de resultados, como a tração e o consumo específico de tração. Para tal, foi executada uma análise simples do desempenho do motor de modo a comparar os resultados obtidos com o *Gasturb12*. Posteriormente, com os resultados validados foi adicionada a segunda câmara de combustão e efetuada uma nova análise.

O script foi criado com recurso ao algoritmo descrito nos livros *Gasturbine Performance* [30] e *Aircraft Propulsion and Gasturbine Engines* [20].

## 5.1 Propriedades termodinâmicas do ar e produtos de combustão

Sabendo que as propriedades de um fluido que realiza trabalho num sistema termodinâmico têm um grande impacto durante o cálculo do desempenho é necessário definir, de modo rigoroso, como é que estas vão ser calculadas e que simplificações têm que ser equacionadas a fim de tornar os resultados obtidos os mais precisos possível.

Assim, as propriedades termodinâmicas mais relevantes para este estudo são: o **calor específico à temperatura constante ( $C_p$ )** e **em volume constante ( $C_v$ )** que representam a energia necessária para aumentar a temperatura de um quilograma de gás em 1°C à temperatura e volume constantes; a **constante dos gases ( $R$ )** que relaciona diferenças de pressão e temperatura e tem o valor de 287.05 J/mol K para o ar seco e a **razão dos calores específicos ( $\gamma$ )** que é o rácio do calor específico a uma pressão constante para um dado volume constante.

O calor específico à temperatura constante ( $C_p$ ) e a razão dos calores específicos ( $\gamma$ ) são utilizados recorrentemente nos cálculos de variação de temperatura entre estações e como tal é necessário obter a maior precisão possível pois estas propriedades são sensíveis à variação de temperatura do caudal de ar que circula pelo motor. Assim sendo, existem três métodos para calcular as variações destas propriedades:

1. Método dos valores padrão e constantes para o  $C_p$  e  $\gamma$ . Utilizado principalmente para obter aproximações e estimativas rapidamente.
  - Propriedades para gases a frio:  $C_p=1004.7$  J/Kg\*K e  $\gamma=1.4$ ;
  - Propriedades para gases a quente:  $C_p=1156.9$  J/Kg\*K e  $\gamma=1.33$ .

Este método por não considerar as variações na temperatura apresenta um erro de até 5% num cálculo de *performance* de um ciclo termodinâmico.

2. Método das temperaturas médias. São utilizadas as temperaturas de entrada e de saída de cada componente/estação do motor, e é realizada uma média aritmética, utilizando-se esse valor para realizar o cálculo destes parâmetros. Este método é mais preciso do que realizar um cálculo do  $C_p$  e  $\gamma$  à entrada e saída de cada componente e depois realizar uma média destes valores. Para o caudal de ar de entrada e para os produtos de combustão do querosene este método das temperaturas médias apresenta um erro máximo de 1.5%, sendo que ocorre no regime de pressões mais elevadas.
3. Método das entalpias e entropias específicas. São calculadas rigorosamente as variações de entalpia e entropia em cada um dos componentes/estações do motor e utiliza-se estes valores no cálculo, através da integração dos polinómios do  $C_p$  e  $\gamma$ . Este método é o mais preciso podendo apresentar erros de 0.25% e é geralmente o mais utilizado em métodos de computação.

Neste estudo foi escolhido o método das temperaturas médias pois apresenta um erro reduzido em função da rotina de cálculos necessária para obter os resultados.

Tabela 4: Polinómio para o cálculo do  $C_p$  em função da temperatura estática em K (Gases frios) [29].

$$CP = A0 + A1 * TZ + A2 * TZ^2 + A3 * TZ^3 + A4 * TZ^4 + A5 * TZ^5 + A6 * TZ^6 + A7 * TZ^7 + A8 * TZ^8 \quad (2)$$

Onde,  $TZ=TS/1000$  em que as constantes são:

	Ar seco	O <sub>2</sub>	N <sub>2</sub>	CO <sub>2</sub>	H <sub>2</sub> O
A0	0.992313	1.006450	1.075132	0.408089	1.937043
A1	0.236688	-1.047869	-0.252297	2.027201	-0.967916
A2	-1.852148	3.729558	0.341859	-2.405549	3.338905
A3	6.083152	-4.934172	0.523944	2.039166	-3.652122
A4	-8.893933	3.284147	-0.888984	-1.163088	2.332470
A5	7.097112	-1.095203	0.442621	0.381364	-0.819451
A6	-3.234725	0.145737	-0.074788	-0.052763	0.118783
A7	0.794571	-	-	-	-
A8	-0.081873	-	-	-	-
A9	0.422178	0.369790	0.443041	0.366740	2.860773
A11	0.001053	0.000491	0.0012622	0.001736	-0.000219

A fórmula 3 apresenta o polinómio para o cálculo do  $C_p$  em função da temperatura estática em K (Produtos de combustão do querosene em ar seco) em função do rácio de ar combustível (FAR).

$$C_p = A_0 + A_1 * TZ + A_2 * TZ^2 + A_3 * TZ^3 + A_4 * TZ^4 + A_5 * TZ^5 + A_6 * TZ^6 + A_7 * TZ^7 + A_8 * TZ^8 + \frac{FAR}{1+FAR} * (B_0 + B_1 * TZ + B_2 * TZ^2 + B_3 * TZ^3 + B_4 * TZ^4 + B_5 * TZ^5 + B_6 * TZ^6 + B_7 * TZ^7) \quad (3)$$

Onde,  $TZ=TS/1000$ .

Os valores A0-A8 são os mesmos da tabela 4 e:

$B_0=-0.718874$ ,  $B_1=8.747481$ ,  $B_2=-15.863157$ ,  $B_3=17.254096$ ,  $B_4=-10.233795$ ,  $B_5=3.081778$ ,  
 $B_6=-0.361112$ ,  $B_7=-0.003919$ ,  $B_8=0.0555930$ ,  $B_9=-0.0016079$ .

A fórmula 4 introduz o polinómio para o cálculo do  $\gamma$  em função do  $C_p$ .

$$\gamma = C_p / (C_p - R) \quad (4)$$

O polinómio para o cálculo da constante de gás para os produtos de combustão em função da FAR, é o seguinte:

$$R = 287.05 - 0.00990 * FAR + 1E - 07 * FAR^2 \quad (5)$$

Polinómio para o cálculo do rácio de ar combustível, FAR [29].

$$FAR1 = 0.10118 + 200376E - 05 * (700 - T3); \quad (6)$$

$$FAR2 = 3.7078E - 03 - 5.2368E - 06 * (700 - T3) - 5.2632E - 06 * T4; \quad (7)$$

$$FAR3 = 8.889E - 08 * ABS(T4 - 950); \quad (8)$$

$$FAR = \frac{FAR1 - \sqrt{FAR1^2 + FAR2 - FAR3}}{ETA34} \quad (9)$$

Onde, T3 é a temperatura de entrada na câmara de combustão e T4 a temperatura de saída. ETA34 é a eficiência da câmara de combustão. A equação 9 apresenta uma precisão de 0.25% para o querosene.

## 5.2 Código/script para análise do motor base em Matlab

Segundo o código de nomenclatura das estações, já apresentado na figura 17, o script foi criado de modo a seguir esta mesma nomenclatura e assim obter uma comparação fácil de dados. Assim, foram consideradas as condições ISA de pressão e temperatura e uma velocidade Mach=0, sendo a temperatura e pressão estática iguais às totais.

À entrada do motor não existem variações de temperatura apenas uma ligeira queda de pressão no bocal de entrada, pelo que:

$$T_2 = T_{amb} \quad (10)$$

$$P_2 = P_{amb} * RpBocal \quad (11)$$

A seguir ao bocal de entrada encontra-se o primeiro estágio de compressão que é o fan (compressor de baixas pressões), após este, existe logo uma divergência de caudais sendo que parte segue para o Bypass e outra parte do caudal segue pelo núcleo do motor, deste modo os caudais são calculados da seguinte forma:

$$W_{21} = \frac{W_2}{BR+1} \quad (12)$$

$$W_{13} = W_2 - W_{21} \quad (13)$$

Após a compressão do fan existe uma diferença de pressões nos caudais. O caudal que segue pelo Bypass é calculado utilizando o OFPR e o caudal que segue pelo núcleo do motor é calculado utilizando o IFPR, que foi admitido como 80% segundo dados que constam no livro *Gasturbine Performance* [29].

$$P_{13} = P_2 * OFPR \quad (14)$$

$$P_{21} = P_2 * IFPR \quad (15)$$

Existe também um ligeiro aumento da temperatura do caudal, pelo que primeiro se calcula a temperatura para o inlet  $\gamma$ :

$$T_{13} = T_2 + T_2 * \frac{OFPR^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{\eta_{isentrópica}} \quad (16)$$

Em que a eficiência isentrópica utilizada foi a admitida como padrão pelo software *Gasturb12*.



De seguida, recorre-se ao método das temperaturas médias baseado na temperatura de entrada e de saída pelo fan exterior:

$$T_{m\u00e9dia} = \frac{T_{13} + T_2}{2} \quad (17)$$

Esta  $T_{m\u00e9dia}$  \u00e9 utilizada para recalculer o  $C_p$  e o  $\gamma$ , de modo a obter novamente uma nova  $T_{m\u00e9dia}$ , de acordo com o estipulado nas equa\u00e7\u00f5es 3 e 4. Este c\u00e1lculo \u00e9 realizado dentro de uma rotina que termina quando a condi\u00e7\u00e3o 18 for cumprida:

$$|T_{m\u00e9dia} - T_{m\u00e9dia \text{ anterior}}| \leq 0.00005 \quad (18)$$

$$T_{13} = 2 * T_{m\u00e9dia} - T_2 \quad (19)$$

Ao fim desta condi\u00e7\u00e3o obt\u00eam-se  $T_{13}$ ,  $C_p$  e  $\gamma$  finais para o caudal de bypass. Repetindo-se este mesmo processo para o caudal que passa pela zona mais interior do fan para o n\u00facleo do motor, obt\u00eam-se igualmente,  $T_{21}$ ,  $C_p$  e  $\gamma$ .

Com as propriedades de ambos os caudais ap\u00f3s o Fan calculadas, \u00e9 poss\u00edvel saber a energia que \u00e9 necess\u00e1ria extrair na turbina de baixas press\u00f5es (LPT) para fazer atuar o Fan:

$$W_{fan} = W_{13} * C_{p-OF} T_{m\u00e9dio} * (T_{13} - T_2) + W_{21} * C_{p-IF} T_{m\u00e9dio} * (T_{21} - T_2) \quad (20)$$

Ap\u00f3s o LPC, surge ent\u00e3o o bypass e o n\u00facleo do motor pelo que nas esta\u00e7\u00f5es seguintes n\u00e3o existem perdas de caudais nem varia\u00e7\u00f5es de temperatura, apenas ligeiras perdas de press\u00e3o associadas aos dutos. Deste modo, para a esta\u00e7\u00e3o 16 e 22 apenas existem ligeiras perdas de press\u00e3o.

Ap\u00f3s a esta\u00e7\u00e3o 22 (entrada do IPC) surge o compressor de m\u00e9dias press\u00f5es, esta\u00e7\u00e3o 24. Aqui, n\u00e3o existem varia\u00e7\u00f5es no caudal de ar, mas existem varia\u00e7\u00f5es de temperatura e press\u00e3o pelo que se aplica o mesmo m\u00e9todo que foi utilizado no fan.

Na entrada do HPC (esta\u00e7\u00e3o 25) existe apenas uma ligeira queda de press\u00e3o associada \u00e0s perdas de press\u00e3o no duto de altas press\u00f5es.

Entre a esta\u00e7\u00e3o 25 e a esta\u00e7\u00e3o 3 existe um compressor de altas press\u00f5es (HPC), no qual existe um elevado aumento de press\u00e3o e um aumento da temperatura associado ao processo de compress\u00e3o do caudal. Como tal, foi adotado o mesmo m\u00e9todo de c\u00e1lculo utilizado no LPC. Existe, ainda, um desvio de uma pequena quantidade de caudal de ar que ir\u00e1 ser utilizada para arrefecer a turbina de m\u00e9dias press\u00f5es. Pelo que:

$$W_{IPT-NGV} = IPT_{NGV-CF} \text{percentagem} * W_{25} \quad (21)$$

$$W_{IPT-ROTOR} = IPT_{ROTOR-CF} \text{percentagem} * W_{25} \quad (22)$$

$$W_{sangria} = CustomerBleed_{percentagem} * W_{25} \quad (23)$$

$$W_3 = W_{25} - W_{sangria} - W_{IPT-Rotor} - W_{IPT-NGV} \quad (24)$$

Imediatamente a seguir ao HPC (estação 31) e na entrada da câmara de combustão (estação 3) é retirada uma segunda quantidade de caudal de ar significativa, de acordo com os valores fornecidos pelo *Gasturb 12*, para fazer o arrefecimento após o processo de combustão, com o objetivo de reduzir a temperatura de entrada do caudal de ar na turbina de altas pressões (HPT).

$$W_{HPT-NGV} = HPT_{NGV-CFpercentage} * W_{25} \quad (25)$$

$$W_{HPT-ROTOR} = HPT_{ROTOR-CFpercentage} * W_{25} \quad (26)$$

$$W_{31} = W_3 - W_{HPT-Rotor} - W_{HPT-NGV} \quad (27)$$

A temperatura de saída da câmara de combustão utilizada foi a fornecida pelo software e a quantidade de ar combustível (FAR) foi calculada conforme as equações 6,7,8 e 9, pelo que se pode obter o caudal de combustível utilizado e o caudal de ar à saída da C.c. (estação 4):

$$W_{combustível} = FAR * W_{31} \quad (28)$$

$$W_4 = W_{31} + W_{combustível} \quad (29)$$

A seguir à saída da câmara de combustão utilizam-se as propriedades termodinâmicas referidas na fórmula 3, pois o caudal de ar que circula no interior do motor possui produtos de combustão do querosene. Na estação 41 existe uma mistura de caudais, que provêm da câmara de combustão e do compressor de altas pressões de modo a realizar o arrefecimento do caudal, pelo que, o primeiro passo é obter um  $C_p$  médio e depois utilizar o método das temperaturas médias:

$$W_{41} = W_4 + W_{HPT-NGV} \quad (30)$$

$$C_{P41-estimativa} = \frac{W_{HPT-NGV} * C_{P-3} + W_4 * C_{P-4}}{W_{41}} \quad (31)$$

De seguida, a este  $C_p$  estimado é igualada a soma dos caudais de queima e de arrefecimento de modo a obter uma temperatura estimada.

$$W_{41} * C_{P41-estimativa} * T_{41} = W_{HPT-NGV} * C_{P-3} * T_3 + W_4 * C_{P-4} * T_4 \quad (32)$$

Por fim, recalcula-se o  $C_p$  para esta temperatura média, e é de novo aplicada a equação 32 para se obter uma nova temperatura estimada. Este processo acaba quando se obtém a mesma precisão da equação 18, ou seja, 0.00005.

Para as turbinas, o primeiro passo é obter a energia necessária para a fazer atuar utilizado para tal a potência que foi necessária para atuar o compressor correspondente. Tendo ainda em conta a potência retirada à turbina (Power offtake) e a eficiência mecânica do veio.

$$W_{HPT} = \frac{W_{HPC+PO}}{\eta_{HP-veio}} \quad (33)$$

Esta potência é então utilizada para calcular a diferença entre as temperaturas na entrada e saída da turbina:

$$W_{HPT} = W_{41} * C_{p-41} * (T_{41} - T_{42}) \quad (34)$$

Obtendo-se a diferença de temperaturas e utilizando a eficiência isentrópica do HPT fornecida pelo software Gasturb12 é possível obter a razão de expansão da turbina de altas pressões.

$$T_{41} - T_{42} = \eta_{HPT\text{isentrópica}} * T_{41} * \left(1 - \frac{1}{\frac{HPTE}{\gamma}}\right) \quad (35)$$

Por fim, a pressão à saída da turbina é obtida dividindo a pressão de entrada na turbina pela razão de expansão.

$$P_{42} = \frac{P_{41}}{HPTE} \quad (36)$$

Este processo é repetido, da mesma forma, para a turbina de médias e baixas pressões tendo em atenção os caudais de arrefecimento que entram em cada estágio, as perdas de pressão nos ductos e as eficiências mecânicas dos veios.

Os bocais de saída de cada caudal, quente e frio, são calculados do mesmo modo, sendo que primeiro é calculada a pressão do caudal antes da saída em relação à pressão ambiente, obtendo-se assim o número de Mach à saída. Se este número de Mach à saída for superior a 1, então a saída encontra-se bloqueada e a velocidade do jato de saída é igual a Mach 1. Se o número de Mach à saída for igual ou menor a M=1 a saída não se encontra bloqueada e como tal não existem ondas de choque à saída, pelo que, é necessário calcular a velocidade de saída do jato e multiplicar pela velocidade do som nas condições em estudo.

Deste modo, é demonstrado de seguida o processo para o caudal frio.

$$M_{18} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_{frio}-1} * \left[ \left(\frac{P_{16}}{P_{amb}}\right)^{\frac{\gamma_{frio}-1}{\gamma_{frio}}} - 1 \right]} \quad (37)$$

$$\frac{T_{16}}{T_{18\text{estática}}} = 1 + \frac{\gamma_{frio}-1}{2} * M_{18}^2 \quad (38)$$

Para obter a área do bocal de saída é necessário primeiro calcular o valor Q, que é o valor de bloqueio da saída.

$$Q = 1000 * \sqrt{\frac{2 * \gamma_{frio}}{(\gamma_{frio}-1) * R} * \left(\frac{P_{16}}{P_{amb}}\right)^{\frac{2}{\gamma_{frio}}} * \left(1 - \frac{P_{16}}{P_{amb}}\right)^{\frac{1-\gamma_{frio}}{\gamma_{frio}}}} \quad (39)$$

Este valor é utilizado para obter a área de saída efetiva e o coeficiente de tração.

$$Q_{frio} = W_{16} * \frac{\sqrt{T_{16}}}{A_{frio} * P_{16}} \quad (40)$$

$$A_{efetiva.frio} = \frac{A_{frio}}{TC} \quad (41)$$

Com as propriedades termodinâmicas da temperatura estática de saída do bocal, é obtida a velocidade do som nas condições de saída do motor e a velocidade do jato.

$$\alpha_{frio} = \sqrt{\gamma_{frio} * R * T_{18\text{ estática}}} \quad (42)$$

$$V_{frio} = M_{frio} * \alpha_{frio} \quad (43)$$

Por fim, reunindo todos estes valores calcula-se a tração produzida pelo jato frio e pelo jato quente.

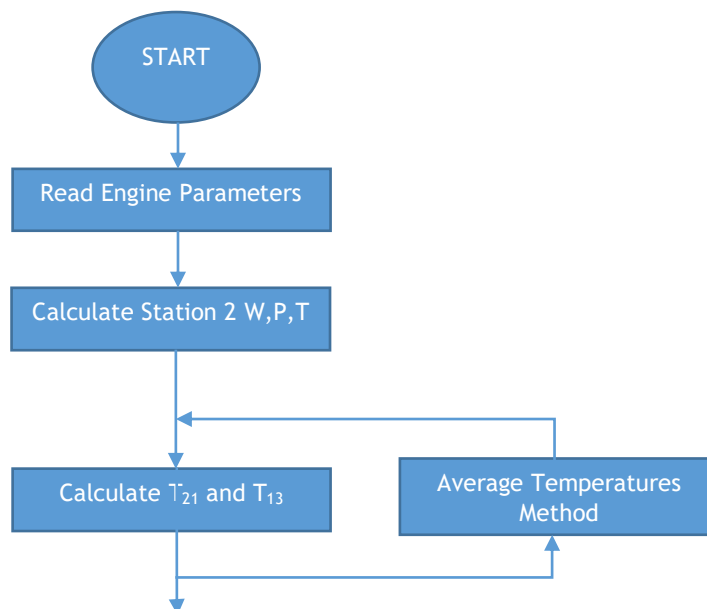
$$T_{frio} = W_{16} * V_{frio} + A_{efetiva.frio} * (P_{18\text{ estática}} - P_{amb}) \text{ [N]} \quad (44)$$

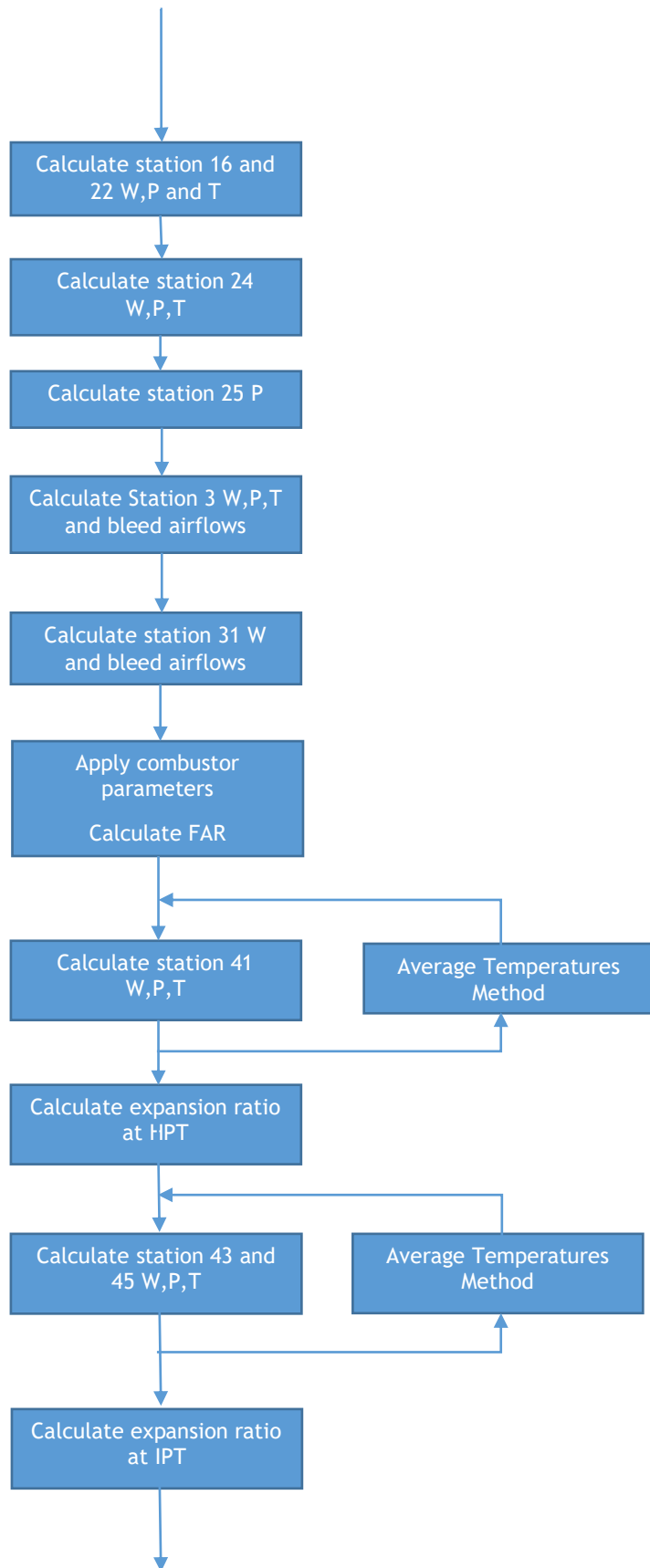
A tração total ( $T_{net}$ ) produzida pelo motor é obtida somando a tração dos caudais frio e quente. O consumo específico de combustível (TSFC) é obtido dividindo o consumo de combustível pela tração total:

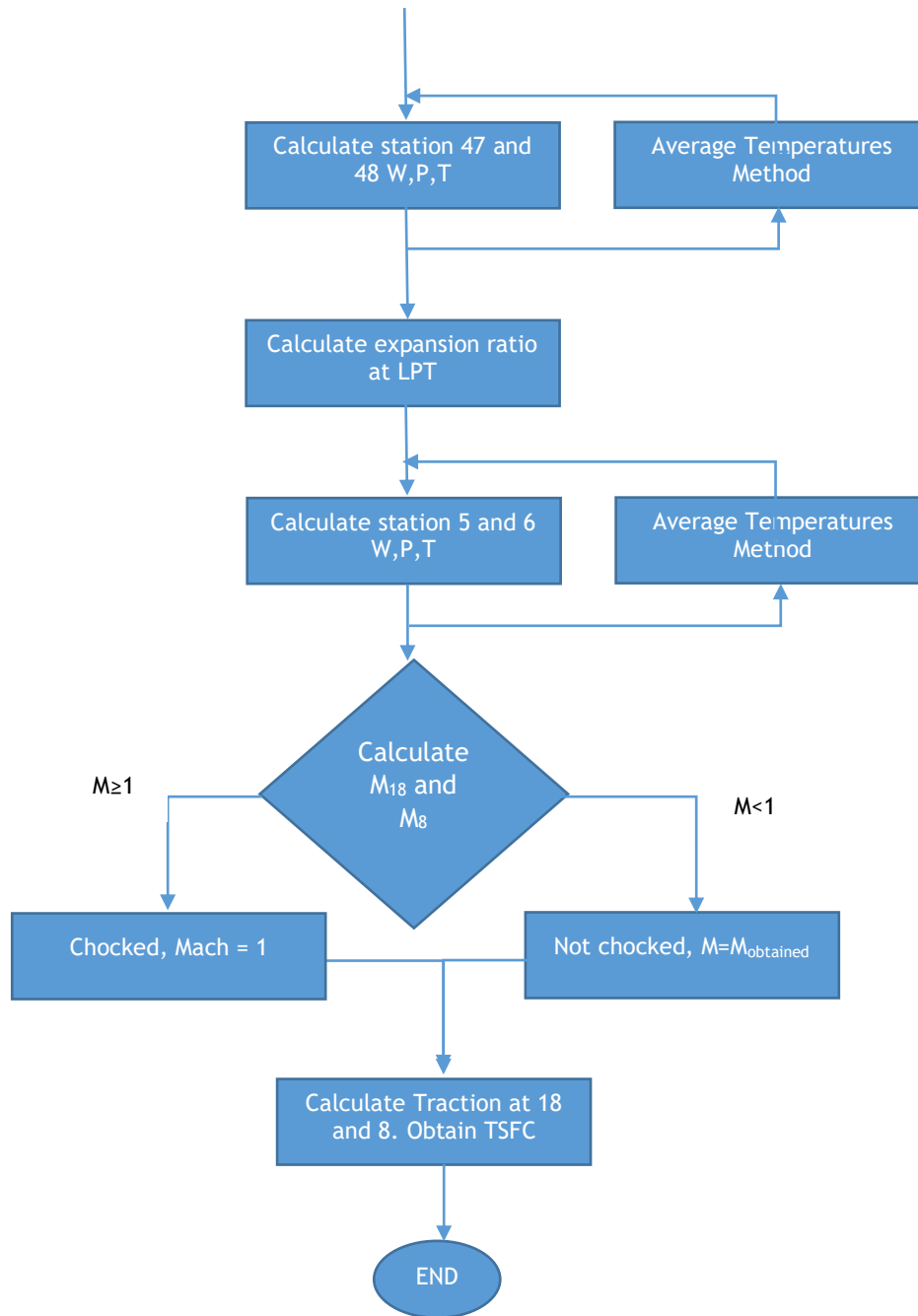
$$T_{net} = T_{frio} + T_{quente} \text{ [N]} \quad (45)$$

$$TSFC = \frac{W_{combustível}}{T_{net}} \text{ [g/(N*s)]} \quad (46)$$

Tendo em conta as fórmulas matemáticas apresentadas o diagrama de blocos seguinte, demonstra visualmente o fluxo de ideias utilizado:







Seguindo os passos anteriormente demonstrados, os resultados obtidos por este script recorrendo ao software *Matlab* para o motor RR TRENT 1000, foram os seguintes:

Tabela 5: Resultados do estudo de *performance* para o motor RR Trent 1000-AE, obtido no *script em Matlab*.

TET=1821,69K	Tnet [kN]	294,374
	TSFC [g/kN.s]	7,92

Tabela 6: Identificação das estações, caudais, temperaturas e pressões obtidas no *Script em Matlab*.

Estação		W	T	P
		[Kg/s]	[K]	[kPa]
Ambiente		-----	288,15	101,33
Bocal entrada	2	1283,55	288,15	100,82
Fan Exterior	13	1176,59	321,87	141,95
Fan Interior	21	106,96	313,87	130,96
Entrada IPC	22	106,96	313,87	128,99
Saída IPC	24	106,96	550,80	735,48
Entrada HPC	25	106,96	550,80	728,12
Saída HPC	3	99,91	991,76	5242,57
Entrada C.c.	31	87,27	991,76	5242,57
Saída C.c.	4	89,60	1821,69	5085,29
Entrada HPT/TET	41	96,36	1758,81	5085,29
HPT	42	96,36	1357,76	1331,36
Saída HPT	43	102,24	1332,66	1331,36
Duto de médias pressões	44	102,24	1332,66	1324,70
Entrada IPT	45	105,94	1318,26	1324,70
IPT	46	105,94	1121,32	608,78
Saída IPT	47	106,44	1120,38	608,78
Entrada LPT	48	106,44	1120,38	602,69
LPT	49	106,44	787,66	110,65
Saída LPT	5	106,44	787,66	110,65
Bocal quente	8	106,44	787,66	110,09
Bocal frio	18	1176,59	321,87	137,69

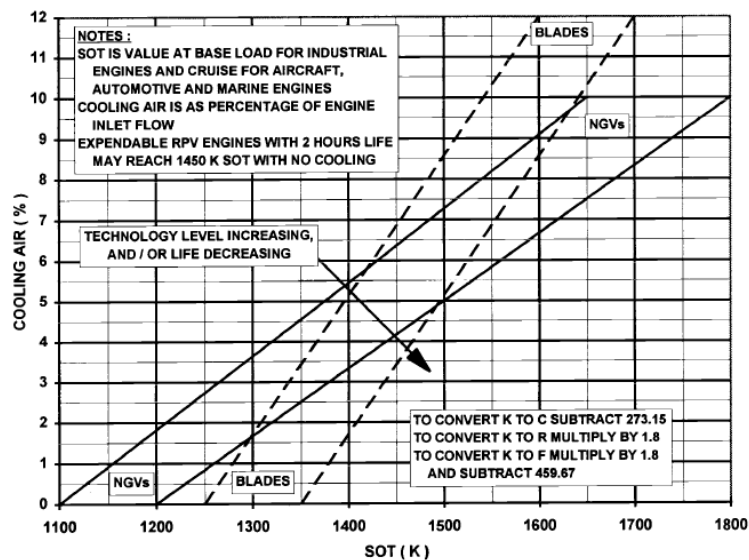
A análise da *performance* do motor em Matlab revelou que este script tem uma precisão até à saída do HPC semelhante ao programa *Gasturb12*. No entanto, quando o script começa a calcular as temperaturas após a câmara de combustão e na existência de caudais misturados (caudal de combustão e de arrefecimento) existem já diferenças consideráveis, principalmente nas temperaturas, sendo a diferença máxima de 23 graus Kelvin. Isto deve-se à utilização do método das temperaturas médias enquanto que o *Gasturb12* utiliza o método das entalpias e entropias.

Considera-se, que os resultados obtidos são aceitáveis para o problema em análise pois o desvio máximo foi da ordem dos 1.53% para o consumo específico de tração.

## 5.3 Estudo do motor com duas câmaras de combustão em Matlab

Foi utilizado o mesmo programa descrito na secção anterior para o motor de base só com uma câmara de combustão e adaptado de modo a incorporar uma segunda C.c. entre a turbina de médias e de baixas pressões. Esta localização para a segunda câmara de combustão foi escolhida de modo a responder ao problema inicial que é retirar mais energia da turbina de baixas pressões para fazer atuar o Fan.

Esta segunda câmara de combustão foi admitida como sendo igual à primeira em características de funcionamento e tendo em atenção a necessidade de adicionar caudais de sangria para o arrefecimento a jusante, de acordo com o referido por Walsh e Fletcher [29]:



$$NGV_{caudal\ de\ ar\ requerido} = 0.01667SOT - 20 \text{ [%]}$$

$$Rotor_{caudal\ de\ ar\ requerido} = 0.03333SOT - 45 \text{ [%]}$$

Figura 18: Caudais de ar de arrefecimento das turbinas vs SOT (K) e as respetivas equações para utilização no programa [29].

Numa primeira análise fez-se variar a temperatura de entrada na turbina de baixas pressões (SOT) num intervalo entre 1250K a 1750 K, com um passo de 50 K. Os resultados encontram-se demonstrados na tabela 7.



Tabela 7: Tração e consumo específico de tração para o motor com duas câmaras de combustão em comparação com o motor original.

<b>Motor Original</b>		
TET=1821,69	T[kN]	294,374
	TSFC[g/(kN*s)]	7,92
<b>Motor com C.c. à entrada do LPT</b>		
TET=1250K	T[kN]	316,705
	TSFC[g/(kN*s)]	14,91
TET=1300K	T[kN]	320,09
	TSFC[g/(kN*s)]	14,62
TET=1350K	T[kN]	324,66
	TSFC[g/(kN*s)]	14,36
TET=1400K	T[kN]	318,39
	TSFC[g/(kN*s)]	14,22
TET=1450K	T[kN]	310,30
	TSFC[g/(kN*s)]	14,09
TET=1500K	T[kN]	304,85
	TSFC[g/(kN*s)]	14,04
TET=1550K	T[kN]	295,93
	TSFC[g/(kN*s)]	14,16
TET=1600K	T[kN]	274,06
	TSFC[g/(kN*s)]	14,93
TET=1650K	T[kN]	274,06
	TSFC[g/(kN*s)]	14,46
TET=1700K	T[kN]	274,06
	TSFC[g/(kN*s)]	13,96
TET=1750K	T[kN]	274,06
	TSFC[g/(kN*s)]	13,45

Estes resultados indicam que o motor, com uma segunda câmara de combustão à entrada do LPT, produz mais tração para temperaturas de entrada na turbina (TET) mais baixas e para TET's mais elevadas produz menos tração. Este efeito é provocado pela necessidade de se retirar uma percentagem do caudal de ar mais elevada no compressor de altas pressões para realizar o arrefecimento após a saída das câmaras de combustão, o que leva a uma redução da tração pois uma maior parte do caudal comprimido é desviado após o HPC. Também se verifica

que o consumo específico de tração é menor para temperaturas maiores, isto deve-se ao facto de a tração ser igualmente mais reduzida.

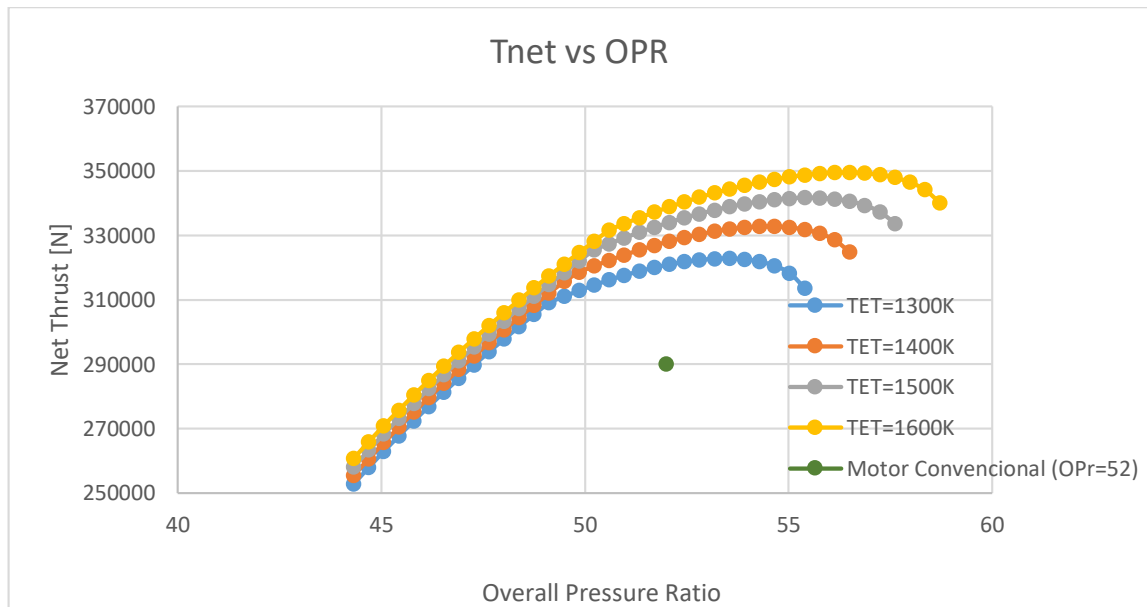
Apesar da tração produzida pelo motor com duas C.C. ser efetivamente maior para temperaturas de entrada na turbina mais baixas as diferenças no consumo específico de tração não justificam esta configuração para a utilização na aviação civil, pelo que é necessário realizar um estudo paramétrico e um estudo de otimização de modo a variar outras componentes do motor para perceber até que ponto a utilização desta segunda C.C. é viável.

## 6 Análise Paramétrica do motor com duas câmaras de combustão

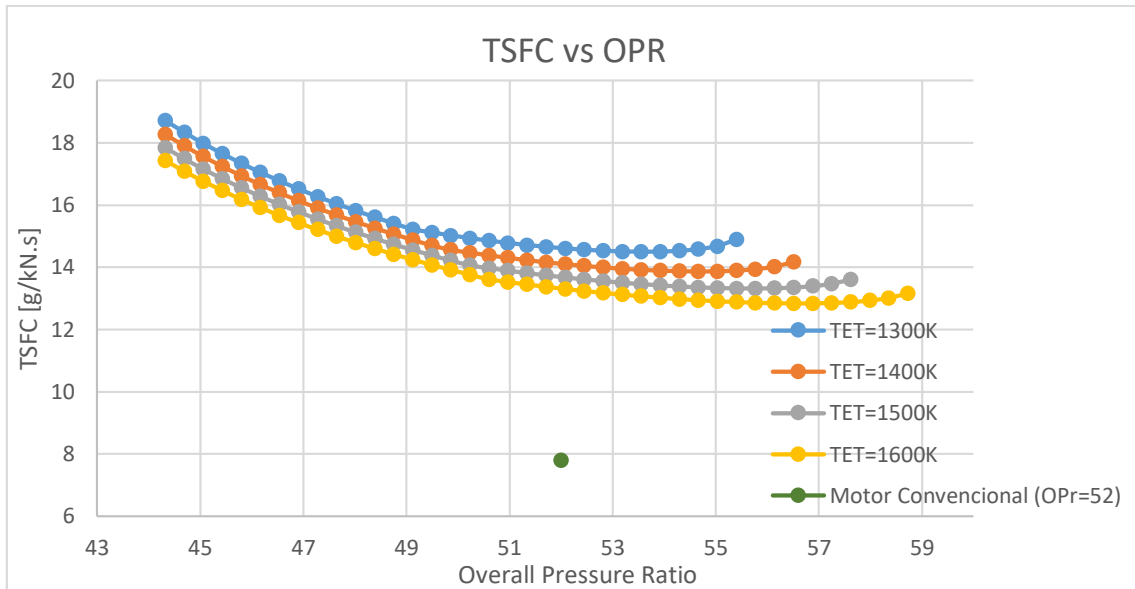
Na análise paramétrica foram conduzidos dois estudos. Primeiro, fez-se variar a razão de pressões do fan em função da temperatura de entrada nas turbinas que resultou num OPR variável. De seguida, variou-se o FPR e o BR em função da temperatura de entrada no LPT, mantendo a razão global de pressões constante a 52:1. Para se manter esta razão de pressões constante, fez-se variar a razão de pressões do IPC em função do FPR. Este estudo paramétrico visa perceber qual a influência de cada componente do motor nos outros componentes e no desempenho global do motor em comparação com o motor convencional (tabela 3).

### 6.1 OPR-FPR variável vs TET

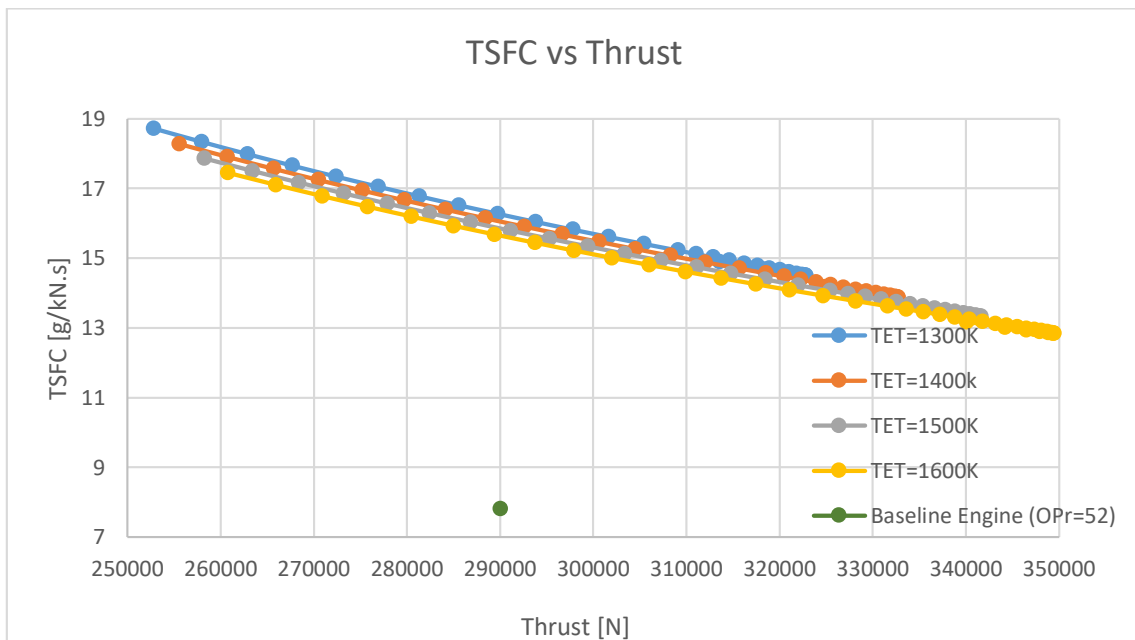
O OFPR foi variado entre 1.3 e 1.7, com o IFPR a corresponder sempre a 80% deste mesmo valor.



(a)



(b)

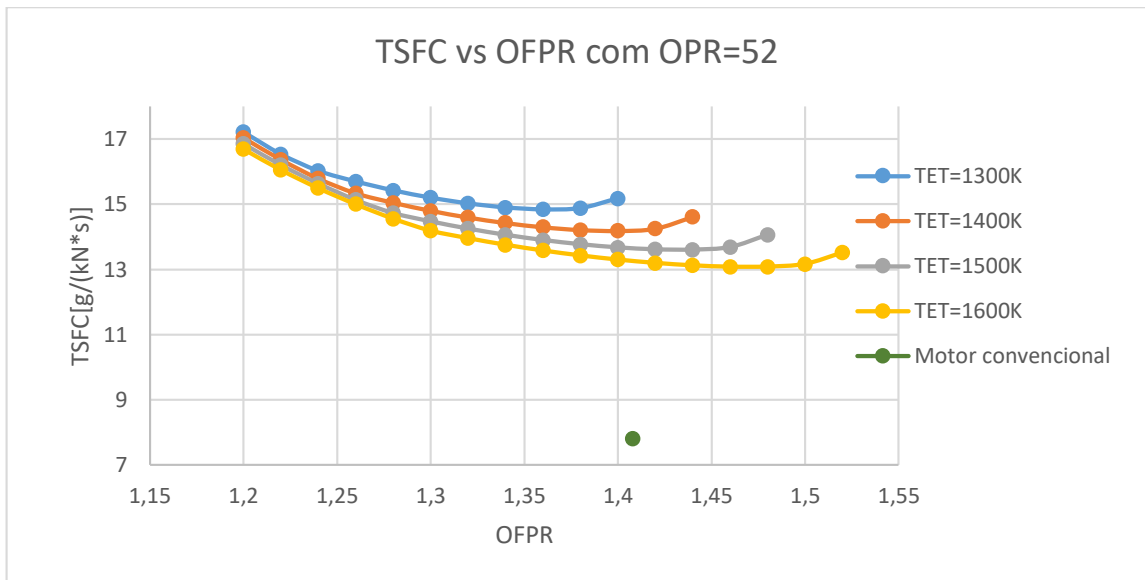


(c)

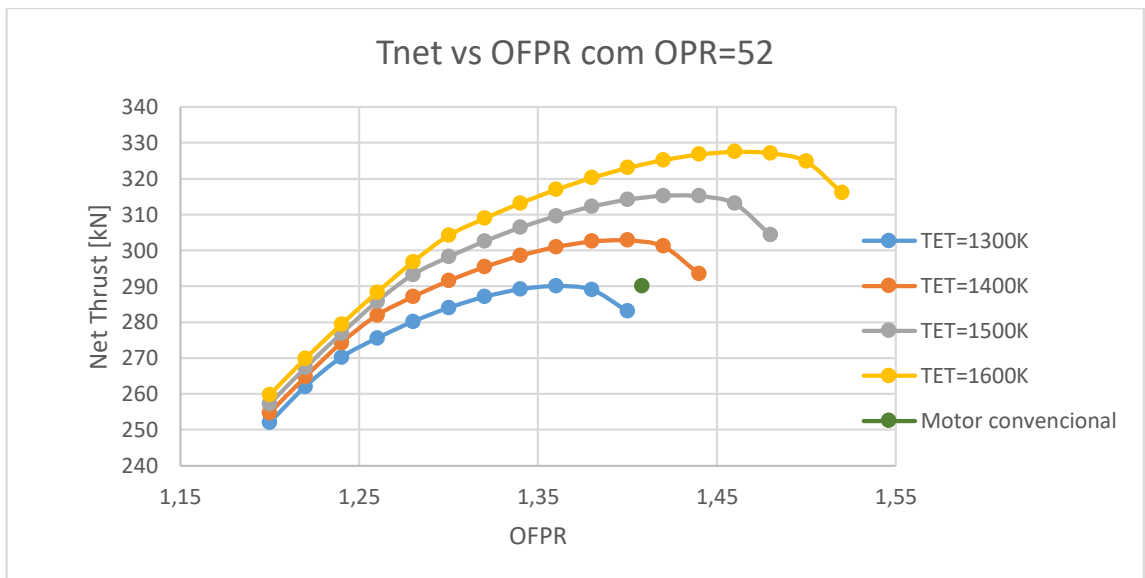
Figura 19: Resultados da análise paramétrica do motor com duas C.c. com OFPR/OPR variável em correlação com a TET.

Analisando estes resultados, observa-se que aumentar o OFPR aumenta consequentemente o OPR, pelo que temos uma maior tração produzida e um menor consumo específico de tração. Se considerarmos o caso em que a dimensão do fan é maior e consequentemente uma razão de BR maior, nota-se que, por este primeiro estudo apesar de a tração produzida ser muito maior, a diferença no consumo específico de combustível ainda é grande em relação ao motor base.

## 6.2 FPR vs TET e BR vs TET, com OPR constante



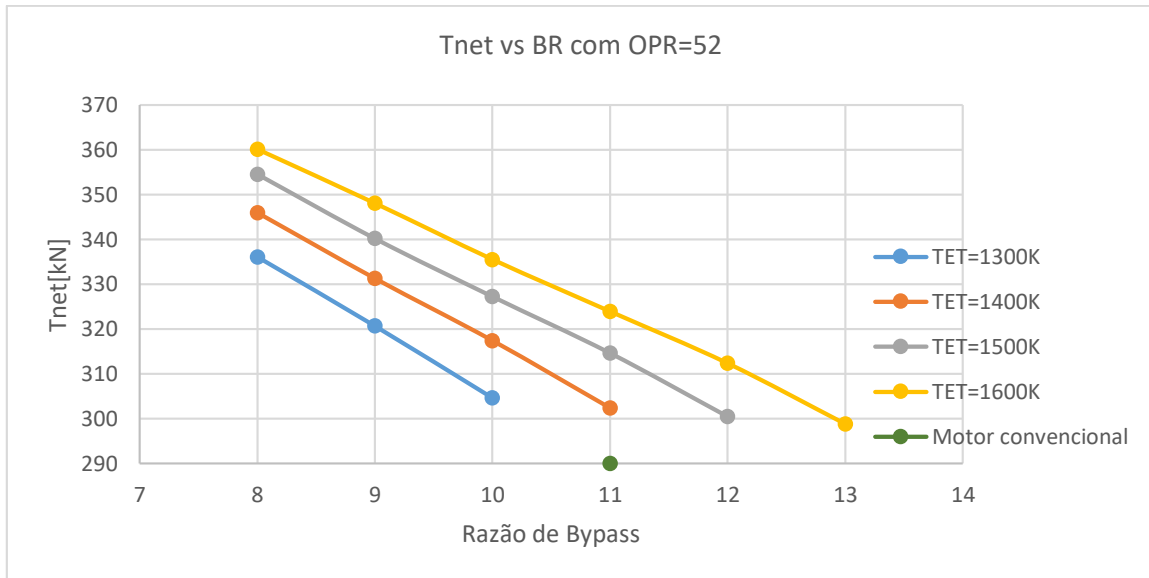
(a)



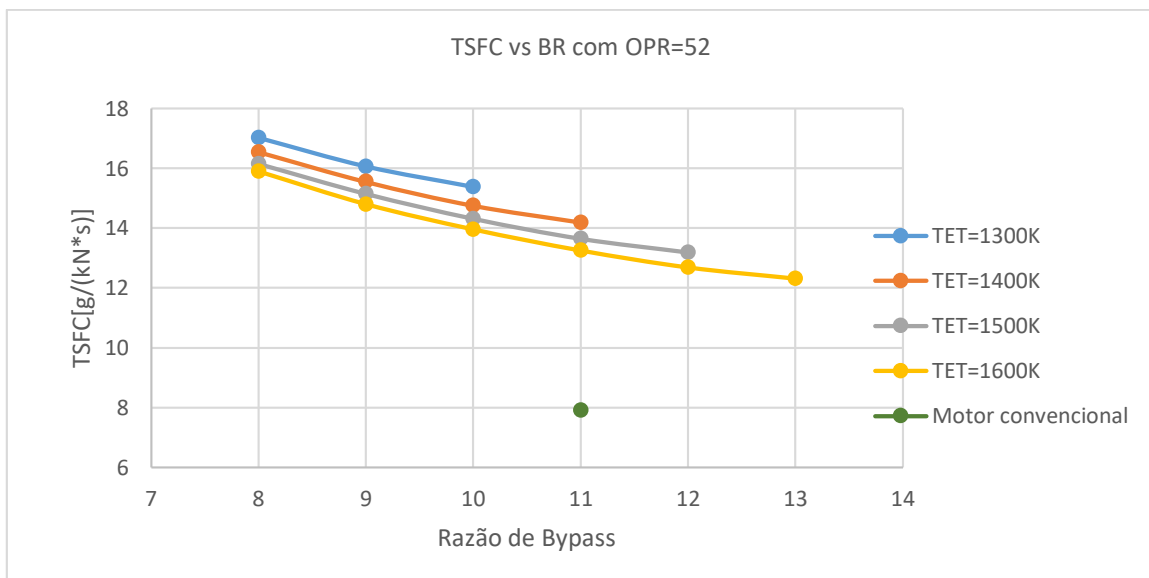
(b)

Figura 20: Resultados da análise paramétrica do motor com duas C.c. com OFPR variável e OPR fixa em correlação com a TET.

Variando o OFPR com a TET não melhora o desempenho do motor ITB em comparação com o motor convencional, mesmo mantendo o OPR constante, pois, apesar de se produzir uma tração superior, o objetivo principal é reduzir o consumo específico de combustível.



(a)



(b)

Figura 21: Resultados da análise paramétrica do motor com duas C.c. com Razão de Bypass variável e OPR fixa em correlação com a TET.

Variar a razão de Bypass mantendo o OPR constante produz o mesmo tipo de resultados, apesar de a tração produzida ser maior para todas as configurações o consumo específico continua a ser mais elevado. Por isso, nos capítulos seguintes irá ser realizado um estudo de otimização recorrendo a algoritmos genéticos de modo a poder variar mais parâmetros do motor e simultaneamente averiguar qual a viabilidade da configuração ITB.

# 7 Computação evolucionária

Apesar do estudo paramétrico ser um bom indicador da variação de cada parâmetro e da sua influência na tração específica e no consumo específico de combustível, é necessário ir mais além e tentar otimizar em conjunto todos os parâmetros principais do motor (BPR, FPR, OPR, TET, temperatura do queimador, etc...). Para isso, o autor recorreu ao conceito de computação evolucionária como forma de utilizar um algoritmo que consiga variar todos os parâmetros ao mesmo tempo e assim atingir o objetivo de melhorar a *performance* do motor.

Como tal, é necessário primeiro definir o que é a computação evolucionária e o subjacente conceito de algoritmos genéticos. Estes conceitos foram retirados e mais aprofundados em detalhe por Engelbrecht [30].

## 7.1 Evolução

A evolução pode ser definida como um processo de adaptação às características de mudança e de competição no meio natural em que o organismo se encontra inserido com o objetivo de otimizar as suas capacidades de sobrevivência através de processos de seleção natural, sobrevivência dos mais aptos, reprodução, mutação, competição e simbioses. Embora o conceito possa ser aplicado à computação é feita uma analogia com a biologia de modo a entender melhor a sua definição. O primeiro a estudar e a dar passos no sentido de chegar a uma teoria da evolução foi Lamarck (1744-1829), embora seja muitas vezes atribuído os créditos do conceito de ancestral comum e adaptação ao meio a Darwin (1809-1882) [30].

O estudo de Lamarck sobre a teoria da evolução focou-se nos tratos de hereditariedade, ou seja, a transmissão de características dos progenitores para os descendentes. Esta ideia consiste em que os progenitores se adaptam ao meio em que estão inseridos durante o seu tempo de vida e transmitem as suas características à geração seguinte. Continuando esta o ciclo de evolução e adaptação. De acordo com o lamarckismo, surgiu a teoria do uso e desuso como método de adaptação, isto é, ao longo do tempo de vida de cada organismo as características não necessárias são dispensadas, enquanto as que são úteis para a sua sobrevivência são desenvolvidas.

Por outro lado, o estudo de Darwin convergiu no aparecimento da teoria da seleção natural que é uma das fundações do conceito de evolução biológica. Esta teoria pode ser sucintamente descrita como: “Num mundo com limitados recursos e populações estáveis, cada indivíduo compete com o próximo pela sobrevivência. Os indivíduos com as melhores características (tratos) possuem mais probabilidade de sobreviver e produzir descendências, que irá por sua vez, possuir estas mesmas características de geração em geração. Estas características tendem

a serem favorecidas no meio ambiente e ao fim de algum tempo são dominantes na população.”  
[30]

Darwin também refere que durante a produção de um organismo descendente, um evento aleatório pode causar mudanças também aleatórias nas características desse mesmo organismo. Se estas características forem benéficas para o indivíduo então as hipóteses de sobreviver no ambiente são melhoradas.

Deste modo, o conceito de evolução computacional refere a um método de resolução de sistemas recorrendo à utilização de computadores que fazem uso dos algoritmos de processos evolutivos, como a seleção natural, sobrevivência dos mais aptos e a reprodução.

## 7.2 Algoritmo de evolução genética

O conceito de evolução através dos meios da seleção natural de uma população aleatória de indivíduos pode ser definido como a procura através de um espaço de possíveis valores de cromossomas. Deste modo, o algoritmo evolucionário (AE) é uma procura estocástica por uma solução ótima para um problema. Esta procura de soluções é influenciada pelos seguintes componentes do AE [30]:

- Representação das soluções do problema como um cromossoma;
- Uma função que avalie a função objetivo (fitness), ou a capacidade de sobrevivência dos indivíduos;
- Escolha de uma população inicial;
- Operadores de seleção;
- Operadores de reprodução.

Se no AE considerarmos o instante  $t=0$  a população inicial, o processo de resolução do algoritmo é um processo iterativo que só acaba quando a condição de terminar é satisfeita. Deste modo, poderemos pensar como cada instante, ou seja, cada passo de iteração como uma geração nova.

Da abordagem do AE e das diferentes aplicações dos seus componentes, existem diferentes paradigmas para o conceito de computação evolucionária [30]:

- Algoritmos genéticos, que são o modelo da evolução genética;
- Programação genética, baseado nos algoritmos genéticos, mas em que cada indivíduo é composto por um programa (representado como árvore);
- Programação evolucionária, um processo derivado do conceito da simulação de comportamento adaptativo em evolução;
- Estratégias de evolução, são modelos que controlam os parâmetros estratégicos que influenciam a variação na evolução, ou seja, o modo como a evolução evolui;



- Evolução diferencial, semelhante ao algoritmo genético, mas diferente no método de reprodução utilizado;
- Evolução cultural, baseado em modelos de evolução da cultura de uma população e o modo como a cultura influencia geneticamente e fenotipicamente os indivíduos;
- Coevolução, onde indivíduos originalmente inadaptados evoluem através de cooperação, ou em ambiente de competição uns com os outros, adquirindo as características necessárias para sobreviverem.

No algoritmo da evolução genética estão presentes os dois conceitos da teoria evolucionária de Darwin, ou seja, o conceito da sobrevivência dos mais aptos e da transmissão de características hereditárias entre os progenitores e a descendência.

### 7.3 Representação do cromossoma

Segundo o conceito da biologia, os organismos na natureza possuem certas características que influenciam a sua capacidade de sobreviver e de se reproduzirem. Estas características são representadas por longas séries de informação contida nos cromossomas do organismo, ou seja, um cromossoma é uma estrutura composta por longas moléculas de DNA emparelhadas que se encontram no núcleo das células. Cada cromossoma possui uma série de genes que constituem a unidade mais básica de hereditariedade, determinando as características como a anatomia ou fisiologia do indivíduo.

No contexto de computação evolucionária, cada indivíduo representa um candidato à solução otimizada do problema. Assim, as características do indivíduo são consideradas como um cromossoma, também conhecido como genoma. Estas características são as variáveis do problema que precisam de ser otimizadas de modo a se adaptar melhor à função objetivo.

Deste modo, as características de um indivíduo, podem ser separadas em dois grupos distintos o genótipo e o fenótipo. O genótipo contém a composição genética do indivíduo, conforme herdada dos seus progenitores. O fenótipo é a expressão real (comportamental, anatómica, etc.) dos genes do indivíduo quando inserido no ambiente específico, ou seja, descreve como se assemelha cada indivíduo.

Um passo importante no desenho do algoritmo evolucionário é encontrar uma representação apropriada das soluções candidatas (cromossomas), pois a eficiência e a complexidade da procura de uma solução para o problema depende de como se representam os dados. A maioria dos paradigmas representam as soluções como um vetor enquanto a programação genética representa cada indivíduo por um formato de árvore [30].

## 7.4 População inicial

Como já demonstrado os algoritmos genéticos são estocásticos, ou seja, eles representam eventos aleatórios com variáveis também elas aleatórias. Deste modo, cada AE possui uma população que é candidata à solução ótima do problema. Como tal, o primeiro passo no algoritmo é encontrar uma população inicial que seja representativa do espaço de variáveis pretendido porque, caso contrário, existe a probabilidade das sucessivas iterações do algoritmo negligenciarem alguns valores do espaço de variáveis em favor de outros. Assim, um dos passos para resolver este problema é atribuir um valor aleatório do domínio de variáveis a cada um dos genes do cromossoma.

No entanto, é importante notar que o tamanho da população inicial tem consequências na complexidade e na capacidade de procura por todas as soluções por parte do algoritmo. Uma população com mais indivíduos aumenta a diversidade da escolha. Como tal, a capacidade de obter resultados mais diversos aumenta correspondentemente o tempo de iteração por cada geração. Por outro lado, uma população inicial mais pequena representa um domínio menor do espaço de variáveis, mas diminui o tempo de iteração por cada geração, sendo, no entanto, necessárias mais gerações para achar uma solução ótima. Um dos modos de corrigir uma população inicial pequena é aumentar o fator de mutação dos indivíduos [30].

## 7.5 Função de aptidão (fitness)

De acordo com o modelo darwiniano, os indivíduos mais adaptados ao meio em que estão inseridos possuem mais hipóteses de sobrevivência. Para avaliar a capacidade de um indivíduo sobreviver de acordo com o algoritmo evolucionário é necessário criar uma função matemática que quantifique quão boa é uma solução (cromossoma). Assim, a função fitness,  $f$ , é uma expressão que ajuda na representação de um cromossoma por um valor escalar.

$$f: \Gamma^{n_x} \rightarrow \mathbb{R}$$

Onde,  $\Gamma$  representa o tipo de dados dos elementos  $n_x$  de um cromossoma dimensional.

A função de aptidão pode ser interpretada como a função objetivo,  $\Psi$ , que descreve a otimização do problema. No entanto, não é necessariamente correto indicar que o cromossoma corresponde à representação esperada pela função objetivo. Como tal, a função fitness assume a seguinte forma:

$$f: S_C \xrightarrow{\Phi} \mathbb{R} \xrightarrow{\Psi} \mathbb{R} \xrightarrow{\Upsilon} \mathbb{R}_+$$

Onde,  $S_C$  representa a função o espaço de procura da função objetivo e  $\Phi$ ,  $\psi$  e  $Y$  representam respetivamente a função de análise do cromossoma, a função objetivo e a função escalar.

Geralmente, a função de fitness fornece uma medida de avaliação das soluções, representadas por cromossomas e que são por sua vez avaliadas por a função objetivo. Ainda, para casos onde não seja possível definir explicitamente uma função de fitness é ao invés definida uma função relativa de fitness que quantifica a *performance* de um individuo em relação a outros indivíduos na população.

A função de fitness varia consoante o tipo de problemas de otimização:

- Sem constrangimento, onde a função de fitness é definida simplesmente como a função objetivo;
- Com constrangimento, alguns algoritmos evolucionários possuem uma função de fitness que contém dois objetivos. Um é o objetivo original e o outro é um constrangimento em forma de função de penalização;
- Multiobjectivos, podem ser resolvidos por uma aproximação por ponderação, onde a função fitness é uma soma ponderada de todos os sub-objetivos. Podem ser resolvidos também por recurso ao algoritmo de otimização de Pareto;
- Problemas dinâmicos e com ruído, onde os valores da função de soluções variam ao longo do tempo.

Concluindo, a função de fitness tem um papel importante nos AE. Os operadores que resolvem este algoritmo como os de seleção, crossover, mutação e elitismo fazem usualmente uso da função de fitness para avaliar o valor dos cromossomas. Deste modo, os operadores de seleção escolhem os indivíduos mais aptos, ou seja, que mais se aproximam da solução ótima durante a escolha dos progenitores para crossover, enquanto os de mutação incidem mais sobre os menos aptos.

## 7.6 Operadores de seleção

A seleção associada aos algoritmos evolucionários é uma das propriedades mais importantes e relaciona-se diretamente com o conceito de Darwin da sobrevivência do mais apto. O principal objetivo destes operadores é escolher as melhores soluções. Isto pode ser conseguido com recurso a dois métodos:

- Escolha de uma nova população: uma nova população de potenciais soluções é escolhida no final de cada geração de modo a servir de população para a geração seguinte. A nova população pode ser escolhida a partir apenas da descendência ou a partir de ambos os progenitores e da descendência. Este operador deve garantir que os indivíduos com as melhores características sobrevivam para as gerações seguintes.
- Reprodução: a descendência é produzida por a aplicação de crossover e/ou fatores de mutação. Em relação aos fatores de crossover a seleção deve dar prioridade aos indivíduos com as melhores características de modo a garantir que a descendência

contém material genético dos mais adaptados. Por outro lado, a mutação deve incidir sobre os indivíduos menos aptos para tentar introduzir uma variância aleatória que produza melhores características.

Os operadores mais frequentemente utilizados são os seguintes:

- Pressão seletiva;
- Seleção aleatória;
- Seleção proporcional;
- Seleção por Torneio;
- Seleção baseada em ranking;
- Seleção por o método de Boltzmann;
- Seleção por o método  $(\mu^+, \lambda)$ ;
- Elitismo;
- Corredor da fama.

## 7.7 Operadores de reprodução

Os operadores de reprodução são um processo de produção de descendência a partir de progenitores selecionados aplicando critérios de crossover ou de mutação.

O crossover é um processo de criação de um ou mais indivíduos a partir da combinação do material genético selecionado aleatoriamente a partir de dois ou mais progenitores.

A mutação é um processo que envolve alterações aleatórias à informação dos genes presentes nos cromossomas. O objetivo deste processo é introduzir novo material genético na população com o intuito de aumentar a diversidade genética. Os fatores de mutação na população devem ser introduzidos com cuidado no sentido de não alterar os indivíduos que têm um maior valor para a função objetivo, por isso, a mutação acontece de um modo geral com uma probabilidade baixa. Por outro lado, pode-se aplicar apenas as mutações a indivíduos que tenham um valor objetivo mais baixo.

A reprodução também pode ser efetuada por substituição, onde descendência recentemente gerada substitui os progenitores se e só se o seu valor em relação à função objetivo for maior que os progenitores [30].

## 7.8 Condições de paragem

O algoritmo evolucionário produz em cada iteração uma geração nova, no entanto, é necessário definir uma condição que satisfeita comunique com os operadores de evolução no algoritmo no sentido de parar de produzir gerações. O critério de paragem mais simples é definir o número de gerações limite que o algoritmo pode executar, ou seja, o número de análises que a função objetivo pode sofrer. No entanto, podem ser utilizados outros critérios de convergência, isto é, quando não existe qualquer tipo de alteração do genótipo ou fenótipo da população. Os seguintes critérios de convergência podem ser utilizados:

- Parar quando já não forem observadas alterações no sentido de otimizar a função objetivo ao longo de gerações consecutivas;
- Parar quando já não existirem alterações na população;
- Parar quando uma solução aceitável for encontrada;
- Parar quando o desvio das soluções associado à função objetivo for aproximadamente zero.

## 7.9 Otimização por algoritmos genéticos

De acordo com a biblioteca do programa *Matlab*, Mathworks [31], um algoritmo genético é um método para resolver problemas de otimização com ou sem restrições baseado num processo de seleção natural que imita a evolução biológica. O algoritmo repetidamente modifica uma população de soluções individuais. Para tal, em cada passo de iteração o algoritmo genético aleatoriamente seleciona um grupo de indivíduos da população e utiliza-os como progenitores de modo a produzir descendência para a geração seguinte. Ao longo de sucessivas gerações, a população tende a evoluir no sentido de uma solução ótima. Estas gerações são determinadas por fatores de mutação, crossover e de classificação dos progenitores em relação à função fitness.

Este tipo de otimização é preferencial para um tipo de problemas que a otimização clássica não consegue resolver, nomeadamente, problemas onde a função objetiva seja descontínua, não diferenciável, estocástica ou não linear.

Como tal, um algoritmo clássico funciona do seguinte modo:

1. É gerado um único ponto de estudo em cada interação de acordo com o intervalo selecionado;
2. Este ponto é avaliado em relação à função objetivo;
3. O próximo ponto na sequência será escolhido por uma computação determinística. Assim, em cada sequência de pontos a solução aproxima-se da ótima.

Por outro lado, o algoritmo genético funciona do seguinte modo:

1. É gerada uma população inicial de acordo com os limites das variáveis selecionados;
2. Dentro desta população seleciona alguns indivíduos e atribui-lhes uma classificação em relação à função objetivo;
3. Os indivíduos com a melhor classificação, progenitores, de acordo com a função objetivo são selecionados para produzir uma descendência;
4. A geração seguinte irá ser constituída em parte por indivíduos que obtiveram uma classificação menor e por descendência dos progenitores que obtiveram melhor classificação. A descendência é constituída por um fator de mutação em relação aos progenitores e por combinação das características de ambos que é determinada por um fator de crossover;
5. O algoritmo termina de acordo com os critérios selecionados, ou seja, quando existir um limite de gerações ou se não existir evolução ao fim de um pré-determinado número de gerações.

# 8 Otimização multiobjetivos com configuração ITB

Conforme definido no subcapítulo 7.5, a função de fitness pode ser definida de diversas formas consoante o tipo de otimização em questão. Para realizar uma otimização do motor em configuração ITB foi selecionada uma otimização multiobjectivos com recurso a uma frente de Pareto de modo a obter um conjunto de pontos que seja o funcionamento ótimo do motor, ou seja, procurar minimizar o consumo específico de combustível e tentar maximizar a tração produzida.

A escolha deste tipo de otimização prende-se, necessariamente, com a necessidade de encontrar um ponto de compromisso entre duas funções objetivo que não são necessariamente lineares. Neste caso, a função de minimização do TSFC e a função de maximização da Ts.

## 8.1.1 Problemas de otimização multiobjetivos

Antes de se iniciar a configuração da otimização multiobjectivos é necessário definir alguns conceitos como espaço de amostragem e frente de Pareto. Estes conceitos foram abordados por Engelbrecht [30].

Deste modo, se  $\mathcal{S} \subseteq \mathbb{R}^{n_x}$  com  $n_x$  o espaço dimensional de procura e  $\mathcal{F} \subseteq \mathcal{S}$  o espaço efetivo. Sendo que, sem restrições o espaço efetivo é igual ao espaço dimensional de procura. Com o vetor de decisão definido como  $x = (x_1, x_2, \dots, x_{n_x}) \in \mathcal{S}$ . Uma função objetivo,  $f_k(x)$ , pode ser definida como  $f_k: \mathbb{R}^{n_x} \rightarrow \mathbb{R}$ . Assim, um vetor objetivo contendo  $n_k$  funções objetivo exprime-se por  $f(x) = (f_1(x), f_2(x), \dots, f_{n_k}(x)) \in \mathcal{O} \subseteq \mathbb{R}^{n_k}$ , onde  $\mathcal{O}$  é o espaço objetivo.

Tendo em conta esta notação um problema de otimização multiobjetivos pode ser entendido como:

Minimização de  $f(x)$

Sujeito a,  $g_m(x) \leq 0, m = 1, \dots, n_g$

$h_m(x) = 0, m = n_g + 1, \dots, n_g + n_h$

$X \in [X_{min}, X_{max}]^{n_x}$

Onde,  $g_m$  e  $h_m$  são respetivamente as desigualdades e igualdades das restrições enquanto,  $X \in [X_{min}, X_{max}]$  representam os limites das restrições.

Tendo em conta os conceitos apresentados relativamente ao problema de otimização multiobjectivos é necessário reavaliar a definição de solução ótima. Em termos de otimização com só um objetivo é possível encontrar um ponto ótimo localmente que corresponde à solução

global do problema. No entanto, para problemas com otimização de dois ou mais objetivos simultaneamente, encontrar uma solução considerada ótima não é assim tão simples. Isto deve-se, principalmente, à presença de objetivos conflitantes, ou seja, um problema em que a otimização de um objetivo acarreta a deterioração de outro objetivo.

Por exemplo, o objetivo de minimizar o consumo de combustível é contrário do objetivo de maximizar a tração produzida por um motor. Porém, é possível obter um ponto médio de compromisso no algoritmo de otimização em que existe um equilíbrio entre a minimização de um objetivo e a maximização do outro. Este equilíbrio ponderado das soluções poderá definir-se para um problema com multiobjetivos como um conjunto de soluções não denominadas ou conjunto ótimo de Pareto. Por este motivo o principal interesse de uma otimização multiobjetivos é obter um conjunto de soluções viáveis que poderão constituir diversos resultados considerados ótimos.

Existem dois métodos utilizando os algoritmos genéticos para resolver problemas de otimização por multiobjetivos:

- Método de agregação ponderada, onde o objetivo agregado é definido como uma soma ponderada de todos os subobjetivos;
- Método de otimização de Pareto, no qual é aplicada uma relação de dominância para obter uma frente de Pareto aproximada.

### 8.1.2 Método de otimização de Pareto

Para entender o método de otimização de Pareto é necessário definir primeiro alguns conceitos necessários como dominância, otimização de Pareto, Frente ótima de Pareto entre outros.

Como tal, um vector de decisão  $x_1$  é dominante sobre outro vector de decisão  $x_2$ , se e só se:

- $x_1$  não é pior que  $x_2$  em todos os seus objetivos, i.e.  $f_k(x_1) \leq f_k(x_2), \forall k = 1, \dots, n_k$ ;
- $x_1$  é estritamente melhor que  $x_2$  em pelo menos um objetivo, i.e.  $\exists k = 1, \dots, n_k : f_k(x_1) < f_k(x_2)$ .

À semelhança, um vector objetivo  $f_1$ , é dominante sobre outro vector objetivo,  $f_2$ , se  $f_1$  não for pior que  $f_2$  em todos os seus valores objetivo, e  $f_1$  for melhor que  $f_2$  em pelo menos um valor objetivo.

O conceito de dominância está definido na figura 22 para uma função com dois objetivos  $f(x) = (f_1(x), f_2(x))$ , em que a área a sombreado representa os vetores objetivo dominados por  $f$ .



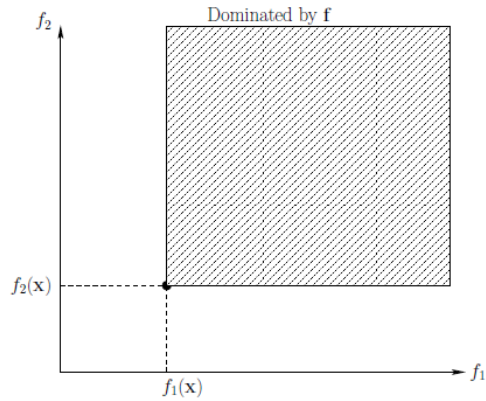


Figura 22: Ilustração do conceito de dominância [3].

A otimização de Pareto pode ser definida da seguinte forma: um vetor de decisão,  $x^* \in \mathcal{F}$  é considerado otimizado pelo método de Pareto se não existir um vetor de decisão,  $x \neq x^* \in \mathcal{F}$  que o domina. Ou seja,  $\nexists k: f_k(x) < f_k(x^*)$ . Um vetor objetivo,  $f^*(x)$ , é ótimo pelo método de Pareto se  $x$  é ele próprio otimizado por Pareto.

Deste modo, para problemas multiobjectivos é necessário definir um conjunto que contenha todas as soluções ótimas de Pareto:  $\mathcal{P}^* = \{x^* \in \mathcal{F} | \nexists x \in \mathcal{F}: x < x^*\}$ .

Desta forma, a frente de Pareto é dada como conjunto entre um vetor objetivo,  $f(x)$ , e o conjunto de soluções ótimas de Pareto,  $\mathcal{P}^*$ , onde a frente ótima de Pareto,  $\mathcal{PF}^*$  é definida como:  $\mathcal{PF}^* = \{f = (f_1(x^*), f_2(x^*), \dots, f_k(x^*)) | x^* \in \mathcal{P}^*\}$ . Este conjunto representa apenas as soluções que tendem a ser as soluções ideais tendo em conta de seguida a ponderação de cada objetivo, conforme ilustrado na figura 23.

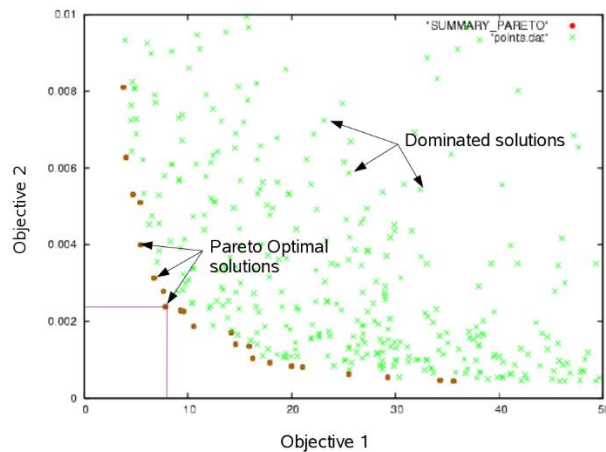


Figura 23: Exemplo do domínio de resultados com a respetiva frente de Pareto [32].

## 8.2 Configuração da otimização multiobjectivos

A otimização multiobjectivos foi utilizada na sequência dos resultados do estudo paramétrico de modo a encontrar uma gama do funcionamento do motor, ou seja, encontrar um conjunto de resultados que indiquem diferentes configurações possíveis para o motor em configuração ITB. Desta maneira, não foram considerados valores fixos, mas sim diferentes variáveis independentes que foram usadas para criar uma população inicial e assim dar início à otimização das gerações seguintes de modo a gerar uma frente de Pareto otimizada.

Os objetivos considerados foram a minimização do consumo específico de combustível e a maximização da tração específica. O algoritmo foi criado em Matlab e foi aproveitado o script já previamente criado para a configuração ITB. No entanto, foram adicionados alguns “filtros” ao fim do script de modo a descartar os resultados fisicamente impossíveis, tais como temperaturas superiores na entrada das turbinas que se encontram imediatamente a seguir às câmaras de combustão, verificação nos bocais de saída do Mach dos caudais (supersónico ou subsónico), etc.

Resultado, foram escolhidas 5 variáveis independentes, de modo, a correr o algoritmo de otimização:

OFPR: de 1.2 a 2;

- BPR: de 10 a 19;
- Razão de pressão do compressor de médias pressões: de 4 a 6;
- Temperatura de entrada na turbina(TET) HPT e LPT: de 1100K a 1800K;
- Temperatura de saída das câmaras de combustão: de 1300K a 1850K;

Foram de seguida, na tabela 8, escolhidos os parâmetros em que a otimização foi realizada.

Tabela 8: Configuração em Matlab da otimização multiobjectivos.

Parâmetros	Valor de configuração
Limites iniciais da população	[1.2 10 4 1300 1100 1300 1100] até [2 19 6 1850 1800 1850 1800]
Tamanho da população	200
Fração de Crossover	0.6
Função de medição da distância	@distancecrowding, 'genotype'
Fração de Pareto	0.4
Direção de migração	'ambas'

Intervalo de migração	10
Limite de gerações sem evolução	60
Função de tolerância	$1e10^{-5}$
Gerações	1000
Função de Criação	<i>Linear feasible</i>
Função de seleção	'Torneio'
Função de Crossover	Heurística:0.6
Função de mutação	<i>Adaptive Feasible</i>

- Fração de Crossover: percentagem de indivíduos presentes na população que são gerados pela função de Crossover;
- Função de medição da distância: ajuda a manter a diversidade sobre a frente de Pareto favorecendo indivíduos que estão relativamente mais próximos da frente de Pareto. A função de medição de distância aceita um argumento adicional para calcular esta distância através de uma função de espaço (phenotype) ou pelo tamanho do espaço (genotype);
- Fração de Pareto: representa a percentagem de indivíduos da população que estão presentes na frente de Pareto;
- Direção de migração: refere-se ao movimento de indivíduos entre subpopulações, das quais o algoritmo cria quando o tamanho da população existente num vetor é superior a 1. Assim, os melhores indivíduos de uma subpopulação substituem os piores indivíduos de outra população;
- Intervalo de migração: número de gerações sobre as quais a migração é efetuada;
- Limite de gerações sem evolução: se a média de alterações sobre a função de fitness para um determinado número de gerações for menor que a função de tolerância, o algoritmo para;
- Função de tolerância: utilizado sobre a função de fitness para avaliar a distância entre populações;
- Gerações: máximo número de populações que podem ser geradas pelo algoritmo;
- Função de criação: cria uma população inicial aleatória dentro dos limites definidos;

- Função de seleção: escolhe indivíduos para uma próxima geração baseando-se no seu valor dentro da função de fitness. O parâmetro de torneio define dois indivíduos “progenitores” aleatoriamente, escolhendo depois o melhor indivíduo para ser o progenitor.
- Função de crossover: combina dois indivíduos, ou “progenitores”, para formar um novo indivíduo, ou descendente, para a próxima geração. O tipo heurístico cria descendentes que surgem aleatoriamente a partir de dois progenitores, com características a uma curta distância do progenitor com o melhor valor dentro da função fitness e na direção contrária ao progenitor com o pior valor da função fitness;
- Função de mutação: a função de mutação produz pequenas alterações em indivíduos dentro de cada população, o que providencia diversidade genética e permite à função de otimização testar uma maior gama de valores dentro dos limites definidos. Escolhendo o modo Adaptive Feasible, é escolhida aleatoriamente uma direção que é adaptativa consoante os resultados favoráveis, ou não, da última geração obtida. É escolhido também um passo de integração para que em cada direção de deslocamento da população não se ultrapasse os limites definidos.

### 8.3 Resultados da otimização

Os resultados do estudo de otimização multiobjectivos recorrendo ao Matlab encontram-se resumidos na tabela 9. O programa *Matlab* não valorou os resultados considerados impossíveis como trações negativas ou temperaturas de entrada nas turbinas superiores às de saída das câmaras de combustão, resultando só na frente de Pareto, com 200 pontos, a que correspondem as diferentes configurações viáveis que produzem mais tração específica para o menor consumo específico de combustível.

Tabela 9: Pontos de resultados da frente de Pareto para a otimização multiobjectivos.

Rp Fan	BPR	RP IPC	T saída C.c [K]	T saída ITB [K]	LPT TET[K]	Net Thrust [kN]	TSFC [g/(kN*s)]
1,27	19,00	4,11	1771,25	1413,07	1410,40	<b>244,32</b>	<b>7,85</b>
1,27	18,99	4,13	1772,57	1412,01	1408,53	<b>244,36</b>	<b>7,85</b>
1,27	19,00	4,11	1771,25	1413,07	1411,40	<b>244,40</b>	<b>7,85</b>
1,27	18,99	4,12	1771,74	1412,13	1410,73	<b>244,43</b>	<b>7,84</b>
1,27	18,95	4,26	1771,09	1413,15	1410,49	<b>244,59</b>	<b>7,86</b>
1,27	18,95	4,26	1771,19	1413,15	1410,43	<b>244,60</b>	<b>7,86</b>
1,27	18,95	4,26	1771,19	1413,15	1410,49	<b>244,60</b>	<b>7,86</b>
1,27	18,98	4,23	1773,85	1414,13	1409,92	<b>244,60</b>	<b>7,86</b>

1,27	18,95	4,26	1770,69	1413,15	1411,24	<b>244,61</b>	<b>7,86</b>
1,27	18,98	4,23	1773,35	1413,13	1410,92	<b>244,62</b>	<b>7,85</b>
1,27	18,98	4,23	1773,85	1413,13	1410,92	<b>244,67</b>	<b>7,85</b>
1,27	18,95	4,26	1771,69	1413,15	1411,24	<b>244,71</b>	<b>7,86</b>
1,27	18,98	4,23	1773,85	1412,13	1411,92	<b>244,73</b>	<b>7,84</b>
1,28	18,71	5,29	1777,61	1406,72	1401,75	<b>244,83</b>	<b>7,90</b>
1,27	18,83	4,18	1774,08	1410,14	1407,58	<b>245,57</b>	<b>7,86</b>
1,28	18,71	4,29	1777,61	1406,72	1401,75	<b>246,17</b>	<b>7,87</b>
1,28	18,41	5,30	1778,95	1404,28	1398,65	<b>247,11</b>	<b>7,93</b>
1,27	18,49	4,38	1773,57	1411,51	1410,28	<b>247,90</b>	<b>7,93</b>
1,28	18,41	4,30	1778,95	1404,28	1398,65	<b>248,34</b>	<b>7,90</b>
1,28	18,35	4,36	1779,01	1403,71	1397,94	<b>248,70</b>	<b>7,91</b>
1,27	18,08	4,39	1781,67	1399,29	1390,80	<b>249,31</b>	<b>7,98</b>
1,28	18,02	5,35	1784,01	1399,37	1391,47	<b>249,84</b>	<b>7,97</b>
1,28	18,17	4,35	1781,93	1400,30	1393,25	<b>249,90</b>	<b>7,92</b>
1,27	17,98	4,23	1773,35	1413,13	1410,92	<b>250,77</b>	<b>8,06</b>
1,29	17,96	4,41	1785,28	1396,38	1387,02	<b>251,22</b>	<b>7,95</b>
1,29	17,56	5,44	1789,08	1390,13	1380,26	<b>252,74</b>	<b>8,01</b>
1,29	17,74	4,46	1787,17	1393,73	1383,69	<b>252,86</b>	<b>7,97</b>
1,28	17,71	4,29	1777,61	1407,72	1401,75	<b>253,03</b>	<b>8,07</b>
1,29	17,59	4,47	1788,59	1391,43	1381,28	<b>253,93</b>	<b>7,98</b>
1,30	17,46	4,48	1790,40	1389,48	1377,20	<b>254,75</b>	<b>8,00</b>
1,30	17,40	4,50	1791,05	1388,14	1377,70	<b>255,34</b>	<b>8,00</b>
1,30	17,22	4,51	1792,65	1385,33	1373,53	<b>256,19</b>	<b>8,03</b>
1,30	17,27	4,53	1792,70	1385,95	1375,30	<b>256,30</b>	<b>8,01</b>
1,30	17,11	4,55	1792,84	1384,77	1372,81	<b>257,11</b>	<b>8,04</b>
1,30	17,05	4,57	1794,90	1383,26	1369,04	<b>257,69</b>	<b>8,04</b>
1,30	17,05	4,57	1795,90	1383,26	1369,04	<b>257,81</b>	<b>8,04</b>
1,32	16,59	5,62	1799,80	1375,35	1361,39	<b>258,53</b>	<b>8,15</b>
1,31	16,79	4,62	1796,42	1380,06	1365,97	<b>259,47</b>	<b>8,08</b>
1,31	16,81	4,63	1798,07	1378,72	1367,02	<b>259,60</b>	<b>8,06</b>
1,29	16,74	4,46	1787,17	1393,73	1383,69	<b>260,22</b>	<b>8,18</b>
1,31	16,56	4,89	1800,04	1375,61	1358,94	<b>261,07</b>	<b>8,10</b>
1,31	16,54	4,66	1799,78	1376,11	1359,44	<b>261,26</b>	<b>8,11</b>
1,32	16,43	4,70	1798,45	1378,70	1364,06	<b>262,50</b>	<b>8,14</b>
1,31	16,33	5,07	1802,49	1372,15	1354,54	<b>262,65</b>	<b>8,13</b>
1,31	16,33	5,07	1802,49	1372,15	1355,54	<b>262,75</b>	<b>8,13</b>
1,32	16,19	5,60	1803,79	1369,00	1351,27	<b>262,90</b>	<b>8,16</b>
1,32	16,19	5,60	1803,79	1370,00	1352,27	<b>263,01</b>	<b>8,17</b>
1,33	15,83	5,80	1808,12	1365,19	1345,53	<b>264,26</b>	<b>8,26</b>
1,33	15,71	5,97	1810,51	1361,53	1342,41	<b>264,29</b>	<b>8,29</b>
1,33	15,96	4,80	1805,35	1366,85	1349,64	<b>265,64</b>	<b>8,18</b>
1,32	15,86	4,76	1806,92	1366,23	1346,68	<b>266,73</b>	<b>8,19</b>
1,34	15,72	4,93	1804,06	1371,03	1351,63	<b>266,78</b>	<b>8,28</b>
1,33	15,74	4,97	1808,73	1362,32	1342,47	<b>267,30</b>	<b>8,20</b>
1,33	15,55	4,27	1807,45	1365,22	1345,26	<b>269,96</b>	<b>8,25</b>
1,33	15,31	4,86	1812,56	1359,09	1336,16	<b>271,44</b>	<b>8,27</b>
1,34	15,21	4,88	1813,43	1357,27	1334,95	<b>272,26</b>	<b>8,28</b>

1,35	15,05	4,91	1817,90	1350,49	1327,50	<b>272,70</b>	<b>8,30</b>
1,35	14,91	5,28	1814,49	1362,01	1333,53	<b>273,74</b>	<b>8,42</b>
1,34	15,02	5,05	1815,59	1354,64	1330,36	<b>273,77</b>	<b>8,31</b>
1,34	14,89	5,08	1818,15	1350,80	1328,44	<b>274,84</b>	<b>8,31</b>
1,35	14,80	5,24	1818,23	1350,22	1325,48	<b>275,24</b>	<b>8,34</b>
1,35	14,69	4,92	1817,71	1352,76	1324,85	<b>276,27</b>	<b>8,39</b>
1,35	14,71	4,95	1819,14	1349,43	1323,61	<b>276,56</b>	<b>8,35</b>
1,36	14,40	5,13	1823,94	1341,22	1313,77	<b>278,47</b>	<b>8,39</b>
1,36	14,39	4,99	1821,58	1347,79	1318,78	<b>279,20</b>	<b>8,43</b>
1,36	14,27	5,15	1825,41	1341,63	1312,16	<b>280,03</b>	<b>8,42</b>
1,37	14,09	5,18	1812,92	1360,95	1334,80	<b>281,19</b>	<b>8,61</b>
1,36	14,10	5,14	1824,52	1343,65	1312,23	<b>281,75</b>	<b>8,48</b>
1,34	14,21	4,88	1814,43	1357,27	1334,95	<b>281,86</b>	<b>8,52</b>
1,35	14,15	5,04	1824,33	1342,98	1314,23	<b>281,94</b>	<b>8,45</b>
1,37	14,09	5,10	1823,97	1343,02	1316,94	<b>282,10</b>	<b>8,46</b>
1,36	14,05	5,21	1825,20	1340,66	1311,01	<b>282,31</b>	<b>8,46</b>
1,36	13,98	5,27	1827,40	1338,01	1308,52	<b>282,91</b>	<b>8,46</b>
1,38	13,89	5,20	1818,48	1352,88	1323,18	<b>283,25</b>	<b>8,61</b>
1,37	13,79	5,85	1828,72	1335,60	1305,10	<b>283,81</b>	<b>8,52</b>
1,37	13,79	5,35	1828,72	1335,60	1306,10	<b>284,86</b>	<b>8,50</b>
1,37	13,66	5,16	1832,78	1330,15	1299,64	<b>286,04</b>	<b>8,50</b>
1,38	13,63	5,24	1822,55	1348,29	1317,00	<b>286,18</b>	<b>8,64</b>
1,38	13,57	5,37	1825,64	1342,95	1311,90	<b>286,98</b>	<b>8,61</b>
1,38	13,47	5,20	1831,46	1335,05	1303,95	<b>288,43</b>	<b>8,57</b>
1,39	13,42	5,29	1821,72	1350,07	1320,43	<b>289,05</b>	<b>8,69</b>
1,38	13,36	5,17	1832,16	1333,18	1298,10	<b>289,32</b>	<b>8,60</b>
1,38	13,19	5,38	1838,91	1321,66	1289,40	<b>290,63</b>	<b>8,57</b>
1,39	12,96	5,25	1840,40	1319,78	1282,64	<b>292,46</b>	<b>8,64</b>
1,39	12,97	5,29	1840,43	1319,59	1281,66	<b>292,62</b>	<b>8,63</b>
1,39	12,97	5,29	1840,43	1319,59	1282,66	<b>292,74</b>	<b>8,63</b>
1,39	12,97	5,29	1839,88	1318,29	1283,66	<b>292,77</b>	<b>8,61</b>
1,39	12,97	5,29	1840,88	1317,29	1283,66	<b>292,89</b>	<b>8,60</b>
1,39	12,97	5,29	1841,88	1317,29	1283,66	<b>293,02</b>	<b>8,60</b>
1,39	12,84	5,59	1836,34	1327,38	1291,16	<b>294,31</b>	<b>8,71</b>
1,39	12,75	5,14	1838,43	1324,41	1278,15	<b>295,14</b>	<b>8,75</b>
1,39	12,75	5,14	1838,49	1324,41	1278,15	<b>295,14</b>	<b>8,75</b>
1,39	12,75	5,14	1838,49	1324,41	1278,16	<b>295,14</b>	<b>8,75</b>
1,39	12,75	5,14	1838,49	1324,41	1278,17	<b>295,15</b>	<b>8,75</b>
1,39	12,75	5,14	1838,99	1324,41	1278,17	<b>295,20</b>	<b>8,75</b>
1,40	12,47	5,31	1840,84	1322,35	1282,10	<b>299,00</b>	<b>8,78</b>
1,40	12,28	5,42	1841,23	1319,22	1282,55	<b>301,20</b>	<b>8,80</b>
1,40	12,28	5,42	1841,23	1319,22	1283,55	<b>301,31</b>	<b>8,80</b>
1,41	12,18	6,00	1840,60	1327,91	1281,92	<b>301,35</b>	<b>8,93</b>
1,41	12,18	6,00	1840,72	1327,91	1281,92	<b>301,37</b>	<b>8,93</b>
1,40	12,19	5,98	1841,58	1327,93	1281,94	<b>301,50</b>	<b>8,93</b>
1,41	12,12	5,72	1838,99	1326,01	1285,72	<b>302,71</b>	<b>8,91</b>
1,41	12,16	5,48	1840,57	1325,86	1286,27	<b>302,85</b>	<b>8,89</b>
1,41	12,12	4,72	1838,99	1325,01	1285,72	<b>304,03</b>	<b>8,89</b>

1,41	12,12	4,72	1839,99	1325,01	1285,72	<b>304,14</b>	<b>8,89</b>
1,41	12,02	5,47	1840,98	1323,03	1282,12	<b>304,38</b>	<b>8,92</b>
1,42	11,73	5,55	1840,38	1324,50	1281,54	<b>307,85</b>	<b>9,02</b>
1,43	11,63	5,33	1841,43	1323,51	1282,55	<b>309,80</b>	<b>9,03</b>
1,45	12,23	4,92	1831,50	1447,97	1378,83	<b>310,80</b>	<b>9,65</b>
1,43	11,46	5,54	1841,46	1324,54	1282,70	<b>311,79</b>	<b>9,09</b>
1,44	11,77	5,04	1843,13	1373,32	1318,67	<b>312,65</b>	<b>9,30</b>
1,43	11,46	4,54	1841,46	1324,54	1283,70	<b>312,97</b>	<b>9,09</b>
1,43	11,35	5,68	1842,47	1325,23	1283,80	<b>313,35</b>	<b>9,13</b>
1,46	12,08	4,45	1833,86	1445,72	1376,57	<b>313,75</b>	<b>9,65</b>
1,41	11,12	5,72	1839,99	1325,01	1284,72	<b>315,55</b>	<b>9,25</b>
1,44	11,13	5,74	1841,11	1325,98	1282,20	<b>316,00</b>	<b>9,22</b>
1,44	10,85	5,79	1841,07	1326,16	1283,84	<b>320,15</b>	<b>9,31</b>
1,48	11,56	4,93	1837,15	1456,93	1378,87	<b>321,76</b>	<b>9,90</b>
1,47	10,89	5,28	1850,00	1352,40	1292,84	<b>322,19</b>	<b>9,49</b>
1,49	11,93	4,45	1833,23	1539,22	1440,19	<b>322,43</b>	<b>10,30</b>
1,47	10,89	4,78	1849,00	1351,90	1292,09	<b>322,67</b>	<b>9,48</b>
1,47	10,89	4,78	1850,00	1351,90	1293,09	<b>322,95</b>	<b>9,48</b>
1,45	10,74	4,85	1841,13	1327,66	1281,80	<b>323,09</b>	<b>9,36</b>
1,47	10,89	4,78	1850,00	1353,90	1295,09	<b>323,25</b>	<b>9,49</b>
1,48	11,36	4,90	1840,27	1452,71	1372,77	<b>324,66</b>	<b>9,94</b>
1,48	11,27	4,65	1844,06	1431,47	1357,95	<b>324,97</b>	<b>9,82</b>
1,48	10,96	5,86	1842,96	1411,68	1342,01	<b>325,13</b>	<b>9,86</b>
1,47	10,87	5,26	1842,83	1377,47	1317,93	<b>325,26</b>	<b>9,63</b>
1,49	11,05	4,67	1841,90	1475,55	1385,99	<b>331,73</b>	<b>10,19</b>
1,49	10,71	5,02	1842,95	1420,31	1347,65	<b>331,95</b>	<b>9,96</b>
1,50	10,65	4,63	1845,06	1432,21	1355,61	<b>334,64</b>	<b>10,04</b>
1,51	10,63	4,76	1842,84	1464,73	1378,27	<b>337,42</b>	<b>10,27</b>
1,51	10,39	5,91	1842,09	1453,16	1369,76	<b>337,49</b>	<b>10,35</b>
1,51	10,44	4,58	1848,05	1426,43	1348,41	<b>337,52</b>	<b>10,09</b>
1,52	10,35	4,41	1847,89	1443,97	1359,83	<b>340,52</b>	<b>10,24</b>
1,52	10,26	4,32	1846,83	1450,71	1370,15	<b>343,40</b>	<b>10,30</b>
1,53	10,19	4,29	1846,60	1466,79	1379,54	<b>345,69</b>	<b>10,43</b>
1,53	10,14	4,26	1847,65	1480,39	1386,53	<b>347,71</b>	<b>10,55</b>
1,54	10,00	4,16	1845,98	1504,68	1404,32	<b>352,35</b>	<b>10,77</b>
1,54	10,00	4,16	1845,99	1504,68	1404,32	<b>352,35</b>	<b>10,77</b>
1,54	10,00	4,16	1845,99	1504,68	1404,32	<b>352,35</b>	<b>10,77</b>
1,54	10,00	4,16	1845,99	1504,68	1404,45	<b>352,37</b>	<b>10,77</b>
1,54	10,00	4,16	1846,49	1504,68	1404,32	<b>352,41</b>	<b>10,77</b>
1,54	10,00	4,16	1847,49	1504,68	1404,32	<b>352,52</b>	<b>10,76</b>
1,54	10,00	4,16	1848,49	1504,68	1404,32	<b>352,64</b>	<b>10,76</b>
1,56	10,39	4,53	1843,44	1600,94	1469,57	<b>352,93</b>	<b>11,24</b>
1,56	10,17	4,46	1842,80	1553,26	1438,40	<b>353,04</b>	<b>11,02</b>
1,55	10,08	4,32	1842,27	1537,83	1427,38	<b>353,37</b>	<b>10,96</b>
1,55	10,08	4,32	1842,77	1537,83	1427,38	<b>353,43</b>	<b>10,96</b>
1,55	10,08	4,32	1842,77	1537,83	1428,38	<b>353,54</b>	<b>10,95</b>
1,55	10,08	4,32	1843,77	1537,83	1428,38	<b>353,66</b>	<b>10,95</b>
1,56	10,40	4,32	1844,73	1605,57	1473,97	<b>353,97</b>	<b>11,25</b>

1,60	10,57	4,62	1843,17	1686,11	1531,14	<b>354,81</b>	<b>11,77</b>
1,56	10,08	4,25	1843,61	1556,15	1440,66	<b>355,22</b>	<b>11,06</b>
1,57	10,06	4,28	1843,12	1566,06	1446,83	<b>356,20</b>	<b>11,14</b>
1,56	10,09	4,20	1844,17	1568,37	1448,85	<b>356,31</b>	<b>11,14</b>
1,56	10,10	4,25	1842,61	1577,68	1455,91	<b>356,72</b>	<b>11,20</b>
1,57	10,25	5,34	1842,97	1638,59	1500,10	<b>356,74</b>	<b>11,61</b>
1,57	10,24	4,45	1839,25	1619,53	1484,87	<b>357,13</b>	<b>11,43</b>
1,57	10,32	4,42	1841,90	1632,53	1495,97	<b>357,35</b>	<b>11,45</b>
1,56	10,02	4,13	1845,62	1562,90	1445,35	<b>357,40</b>	<b>11,13</b>
1,58	10,05	4,26	1843,35	1584,87	1459,79	<b>357,93</b>	<b>11,27</b>
1,58	10,08	5,25	1841,56	1623,03	1486,86	<b>357,95</b>	<b>11,59</b>
1,58	10,10	5,12	1843,19	1635,96	1498,32	<b>359,75</b>	<b>11,63</b>
1,57	10,03	4,11	1844,37	1600,71	1472,70	<b>360,56</b>	<b>11,37</b>
1,57	10,03	4,11	1844,37	1601,71	1472,70	<b>360,58</b>	<b>11,38</b>
1,58	10,08	4,25	1841,56	1623,03	1486,86	<b>360,76</b>	<b>11,50</b>
1,58	10,10	4,12	1842,19	1635,96	1497,32	<b>361,99</b>	<b>11,56</b>
1,59	10,08	4,22	1841,78	1650,43	1506,83	<b>363,31</b>	<b>11,68</b>
1,60	10,07	5,12	1841,92	1685,61	1532,64	<b>363,76</b>	<b>11,99</b>
1,60	10,05	4,63	1841,27	1688,12	1530,93	<b>365,38</b>	<b>11,98</b>
1,60	10,05	4,63	1841,27	1688,12	1531,43	<b>365,44</b>	<b>11,98</b>
1,59	10,06	4,08	1841,21	1676,19	1525,04	<b>366,09</b>	<b>11,84</b>
1,61	10,04	4,13	1841,37	1691,79	1535,08	<b>367,37</b>	<b>11,96</b>
1,60	10,06	4,08	1839,90	1705,07	1544,24	<b>368,19</b>	<b>12,04</b>
1,60	10,07	4,10	1838,79	1716,51	1551,84	<b>368,74</b>	<b>12,11</b>
1,60	10,07	4,10	1839,79	1716,51	1551,84	<b>368,88</b>	<b>12,11</b>
1,60	10,03	4,03	1840,40	1709,12	1548,40	<b>369,37</b>	<b>12,06</b>
1,61	10,04	4,08	1840,66	1727,21	1561,70	<b>370,75</b>	<b>12,18</b>
1,61	10,04	4,00	1836,74	1748,57	1572,90	<b>371,78</b>	<b>12,34</b>
1,61	10,07	4,04	1840,69	1746,43	1574,43	<b>371,87</b>	<b>12,29</b>
1,61	10,04	4,00	1836,74	1748,57	1573,84	<b>371,88</b>	<b>12,34</b>
1,61	10,04	4,00	1837,24	1748,07	1573,84	<b>371,94</b>	<b>12,33</b>
1,61	10,04	4,00	1837,24	1748,07	1574,84	<b>372,04</b>	<b>12,32</b>
1,61	10,04	4,00	1838,24	1748,07	1574,84	<b>372,18</b>	<b>12,32</b>
1,61	10,04	4,00	1839,24	1748,07	1574,84	<b>372,32</b>	<b>12,32</b>
1,61	10,04	4,00	1839,24	1748,07	1575,84	<b>372,42</b>	<b>12,31</b>
1,63	10,04	4,05	1839,18	1760,47	1583,72	<b>373,21</b>	<b>12,40</b>
1,63	10,03	4,08	1838,13	1767,75	1586,97	<b>373,27</b>	<b>12,47</b>
1,63	10,03	4,08	1838,13	1768,75	1588,97	<b>373,51</b>	<b>12,47</b>
1,63	10,03	4,08	1839,13	1768,75	1588,97	<b>373,66</b>	<b>12,47</b>
1,63	10,03	4,08	1840,13	1767,75	1589,97	<b>373,91</b>	<b>12,45</b>
1,63	10,03	4,08	1841,13	1767,75	1590,97	<b>374,17</b>	<b>12,44</b>
1,62	10,07	4,02	1841,21	1774,01	1594,85	<b>374,31</b>	<b>12,46</b>
1,62	10,09	4,03	1842,52	1791,31	1606,53	<b>375,45</b>	<b>12,56</b>
1,62	10,09	4,03	1842,52	1791,31	1607,03	<b>375,50</b>	<b>12,56</b>
1,62	10,09	4,03	1842,52	1791,31	1607,53	<b>375,55</b>	<b>12,55</b>
1,62	10,09	4,03	1842,52	1791,31	1607,93	<b>375,58</b>	<b>12,55</b>
1,62	10,09	4,03	1842,52	1791,31	1608,53	<b>375,64</b>	<b>12,55</b>
1,62	10,09	4,03	1842,52	1791,31	1609,53	<b>375,73</b>	<b>12,54</b>



A frente de Pareto correspondente a estes resultados encontra-se em forma de gráfico na figura 24, com a respetiva linha de tendência adicionada.

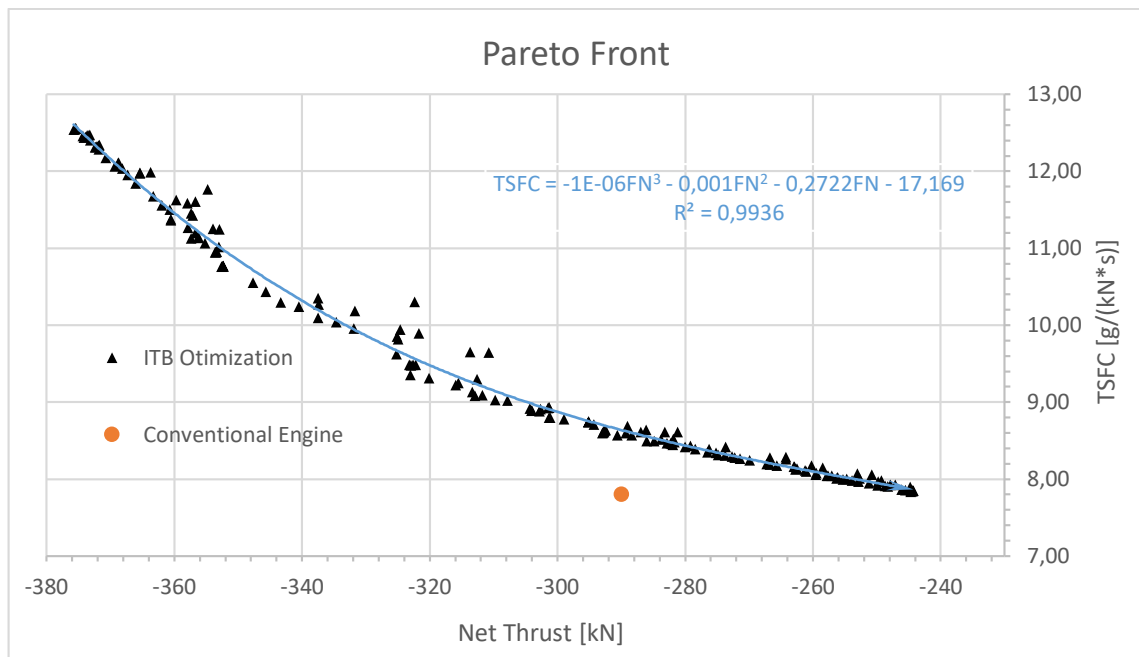


Figura 24: Frente de Pareto correspondente à otimização multiobjectivos do motor com ITB.

Na figura 24, encontram-se os resultados do estudo de otimização com recurso a um algoritmo evolucionário. Verifica-se que para a mesma tração do motor convencional (294 kN) o consumo específico de tração é superior para o motor que faz uso do conceito de combustão sequencial. No entanto, existe uma grande amplitude de configurações ótimas que permitem ter trações superiores ou por outro lado consumos mais baixos.



## 9 Conclusão

O objetivo desta dissertação foi realizar um estudo de *performance* para um motor com três veios de elevada razão de bypass (UHB), numa configuração que partisse do conceito de combustão sequencial, ou seja, com reaquecimento entre turbinas. Isto, motivado pela crescente tendência do aumento das razões de Bypass. Assim, foi feito um estudo de desempenho on-design de um motor com uma configuração ITB e comparado o seu desempenho com um motor convencional já em operação no ramo da aviação comercial.

O motor escolhido foi o RR Trent 1000-AE e o ponto de funcionamento em que se simulou o seu desempenho foi no ponto “*maximum continuous*”, i.e. o ponto de tração máxima contínua em que o motor pode operar em condições ISA de pressão e temperatura. Foram considerados todos os dados fornecidos no type certificate da EASA, dados fornecidos pelo fabricante e outras considerações necessárias. No entanto, alguns valores foram assumidos como constantes para que, e apesar dos resultados não serem os da *performance* real, possa existir uma aproximação, o quanto possível, do desempenho real.

Após se obter um ponto de desempenho do motor, de modo a comparar ao motor convencional, foi realizado um primeiro estudo de parametrização onde foram variados alguns parâmetros do motor como: a razão de Bypass, a razão de pressões do fan, a razão de pressões global, a temperatura de entrada nas turbinas e a razão de compressão do IPC. Este estudo permitiu perceber o comportamento do motor bem como a influência dos diferentes componentes no desempenho global. Assim, os resultados incidiram principalmente sobre a tração produzida e o consumo específico de tração para cada uma das configurações possíveis do motor. Este primeiro estudo permitiu chegar a algumas conclusões:

- Um motor em configuração ITB consegue oferecer a mesma ou maior tração para uma TET no HPT E LPT (1400k) mais baixa que o motor convencional com uma TET no HPT (1700K) mais elevada. Isto permite uma menor necessidade de caudais de arrefecimento e conseqüentemente uma menor manutenção adicional;
- Apesar do motor ITB conseguir produzir uma tração superior nas configurações testadas o consumo específico de combustível foi sempre bastante superior ao motor convencional. Isto deveu-se a um ciclo menos eficiente devido à necessidade de efetuar um reaquecimento maior após as quebras de temperatura no HPT e IPT.
- Para uma TET superior, apesar da tração produzida aumentar, o consumo de combustível também aumenta. Este fenómeno deve-se à necessidade de retirar mais caudal de ar após a fase de compressão para realizar o arrefecimento das turbinas o que reduz a eficiência do ciclo termodinâmico.

Estes resultados motivaram o autor, na segunda parte deste estudo, a realizar uma otimização mais aprofundada do desempenho do motor ITB. Esta otimização fez uso dos conceitos da

computação evolucionária mais propriamente com recurso ao algoritmo genético com utilização de uma frente de Pareto.

Como esperado, o algoritmo foi aplicado ao motor ITB com o intuito de conseguir um conjunto de configurações possíveis para o motor, que fossem de encontro aos dois objetivos principais deste estudo: minimizar o consumo específico de combustível e maximizar a tração produzida. Assim, considerou-se cinco variáveis independentes com uma gama de limites: a razão de bypass, a razão de pressões do IPC, a temperatura de entrada nas turbinas e a temperatura de saída das câmaras de combustão. O algoritmo criou uma série de sucessivas gerações e otimizou a configuração do motor produzindo uma frente de Pareto. Os resultados obtidos encontram-se distribuídos por 200 pontos/configurações, dentro de uma gama de trações que vai dos 244,32 kN aos 375,73kN e por uma gama de TSFC que varia entre 7,84 g/(kN\*s) e os 12,54 g/(kN\*s). Existem mais configurações disponíveis para as gamas mais baixas e mais altas de tração, que se deve, sobretudo, à influência dos caudais de arrefecimento e aos efeitos de reaquecimento do ITB. Assim, o estudo de otimização permitiu retirar as seguintes conclusões:

- Para a mesma tração, 290kN, do motor convencional, a configuração ITB apresenta um TSFC superior, 8,57 g/(kN\*s), em comparação com o original, 7,80 g/(kN\*s), que representa um aumento de 9.87% no consumo de combustível.
- O motor na configuração ITB consegue uma amplitude de funcionamento mais alargada, conseguindo trações entre 15.75% mais baixas e 29.56% maiores que o motor na configuração convencional (290 kN).
- Algumas configurações conseguiram, com sucesso, atingir razões de bypass muito elevadas, como p.ex 19, ou razões de bypass mais baixas como p.ex 10,03, o que demonstra a viabilidade do conceito ITB, no sentido de se retirar a energia necessária no LPT para fazer atuar um fan de dimensões maiores, em relação ao BR original que era 11.

Assim, os resultados obtidos no conjunto dos dois estudos efetuados, no âmbito desta dissertação, demonstram que nas condições em que estes estudos decorreram, o conceito de combustão sequencial não é uma alternativa viável do ponto de vista da redução do consumo de combustível. No entanto, apontam, para uma configuração mais ampla na gama de parâmetros possíveis para o motor. Ainda, de acordo com um dos objetivos deste trabalho ficou demonstrada a viabilidade de um ITB como forma de acionar um fan maior e assim aumentar as razões de bypass possíveis.

Por fim, é da opinião do autor que os resultados desta dissertação embora possam não se adequar ao uso por parte da aviação comercial, devido a um maior TSFC o seu uso pode ser de interesse para a aviação militar, pois existe uma clara indicação que os motores na configuração ITB podem produzir uma maior tração. Ainda, poderá ser interessante ver a sua aplicação em turbinas elétricas além das já existentes pois o reaquecimento permite uma maior extração de

energia na fase de expansão de baixas pressões ou neste caso na turbina livre, o que poderá significar uma maior produção de energia elétrica.

## 9.1 Trabalhos futuros

Para um estudo futuro, o autor sugere complementar-se este trabalho com a instalação de *intercoolers* e/ou regeneradores de calor, pois as condições de desempenho do motor são as ideias para a adição destes componentes. Deste modo, pode ser verificado até que ponto as configurações ITB com adição de um regenerador são viáveis para a utilização em aeronaves civis. À medida que forem surgindo novos desenvolvimentos tecnológicos ao nível das temperaturas admitidas na entrada das turbinas, através p.ex. da introdução de novas ligas para as pás das turbinas, será interessante também verificar o impacto que pode produzir num motor com 2 câmaras de combustão, devido à redução da necessidade de caudais de arrefecimento.

Com um acesso completo aos dados do motor, a serem fornecidos por o fabricante, poderá ser possível realizar um estudo mais aprofundando utilizando-se, para isso, a informação completa do ciclo de funcionamento do motor, como os caudais de sangria, rotações máximas em cada veio ou temperaturas máximas em cada estágio do motor. Estas novas informações podem conduzir à confirmação dos resultados deste estudo ou ao aparecimento de novos resultados conclusivos.

Será interessante, ainda, realizar este mesmo estudo para outros regimes de voo como cruzeiro ou supersónico e testar a viabilidade de outros tipos de motores (*turboprop*, *turboshaft*, *propfans*, *turbojato*, ...).



# Bibliografia

[1] - Frutschi, H. U. (1994), Advanced cycle system with new GT24 and GT26 gas turbines - Historical background”, ABB review, p.20-25.

[2] - Baião Santos, P. M. (2014). *Sequential Combustion in Aircraft Propulsion: Inter-Turbine Reheat in a Civilian High Bypass Ratio Turbofan Engine* (Tese de Mestrado). Universidade da Beira Interior.

[3] - Conrad, Matthew M. (2013). *Integration of an Inter Turbine Burner to a Jet Turbine Engine* (Thesis). Air Force Institute of Technology.

[4] - Andriani, R., Ghezzi, U. and Ferri Degli Antoni, L., *Jet engines with heat addition during expansion: A performance analysis*, 37th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit, 11-14 Jan 1999, Reno, NV, USA.

[5] - Andriani, R., Gamma, F., Ghezzi, U. and Infante, E., *Design proposals for constant temperature turbine engine for propulsion system*, 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference and exhibit, 8-11 Jul 2001, Salt Lake City, UT, USA.

[6] - Soon, L. A. (2009). *Two combustor engine for military applications* (Tese de Douturamento). Cranfield University.

[7] - Liu, F. and Sirignano, W. A., *Turbojato and turbofan engine performance increases through turbine burners*, 38th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit, 10-13 Jan 2000, Reno, NV, USA.

[8] - Liu, F. and Sirignano, W. A., *Turbojato and turbofan engine performance increases through turbine burners*, Journal of propulsion and power, Vol. 17, No. 3, p. 695-705.

[9] - Liew, K. H., Urip, E., Yang, S. L. and Siow, Y. K., *A complete parametric cycle analysis of a turbofan with interstage turbine burner*, 41<sup>st</sup> AIAA aerospace sciences meeting and exhibit, 6-9 Jan 2003, Reno, NV, USA.

[10] - Liew, K. H., Urip, E., Yang, S. L., Mattingly, J. D. and Marek, C. J., *Performance cycle analysis of a twospool, separate exhaust turbofan with interstage turbine burner*, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference and exhibit, 11-14 Jul 2004, Fort Lauderdale, FL, USA.

[11] - Liew, K. H., Urip, E. and Yang, S. L., *Parametric cycle analysis of a turbofan engine with an interstage turbine burner*, Journal of propulsion and power, Vol. 21, No. 3, p. 546-551.

[12] - Liew, K. H., Urip, E., Yang, S. L., Mattingly, J. D. and Marek, C. J., *Performance cycle analysis of turbofan engine with interstage turbine burner*, Journal of propulsion and power, Vol. 22, No. 2, p. 411-416.

[13] - Vogeler, K., *The potential of sequential combustion for high bypass jet engine*, International gas turbine and aeroengine congress and exhibition, 2-5 Jun 1998, Stockholm, Sweden.

[14] - Liew, K. H. (2006), *Aerothermodynamic cycle analysis of a dualspool separate exhaust turbofan engine with an interstage turbine burner* (Tese de Doutorado), Michigan Technological University.

[15] - *Interstage turbine burner for high performance* (2002), fuel efficient gas turbine engines, Department of Defense, Air Force Branch, US Government, SBIR Program, accessed in 13th of September 2016, <https://www.sbir.gov/sbirsearch/detail/121633>.

[16] - Gas turbine, acessado em 13 Setembro 2016, [http://www.j-airtec.co.jp/img/e\\_gas\\_turbines.jpg](http://www.j-airtec.co.jp/img/e_gas_turbines.jpg)

[17] - Folheto das turbinas de gás Gt 24 e Gt26, acessado em 13 Setembro 2016, <http://alstomenergy.gepower.com/Global/Power/Resources/Documents/Brochures/gt24-and-gt26-gas-turbines-epslanguage=en-GB.pdf>.

[18] - Esquematização da turbina SCC GT24/GT26, acessado em 13 Setembro 2016, [https://www.researchgate.net/profile/Felix\\_Gueth/publication/270685834/figure/fig1/AS:295050031452160@1447356817409/Figure-1-Alstom-GT24GT26-sequential-combustion-system.png](https://www.researchgate.net/profile/Felix_Gueth/publication/270685834/figure/fig1/AS:295050031452160@1447356817409/Figure-1-Alstom-GT24GT26-sequential-combustion-system.png).

[19] - Ciclo termodinâmico com afterburner, acessado em 13 Setembro 2016, <https://upload.wikimedia.org/wikibooks/en/c/c7/Turbojato-afterburner-cycle-kk-20050810.png>

[20] - El-Sayed, A.F., 2008. *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines*, CRC Press.

[21] - Conceito de turbofan, acessado em 13 Setembro 2016, <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/aturbf.html>



[22] - Evolução da razão de Bypass, fornecido por Pratt & Whitney, acessado em 13 Setembro 2016, [https://www.aiaa.org/uploadedFiles/Events/Other/Corporate/2013\\_-\\_Aerospace\\_Todayand\\_Tomorrow/Winter.pdf](https://www.aiaa.org/uploadedFiles/Events/Other/Corporate/2013_-_Aerospace_Todayand_Tomorrow/Winter.pdf).

[23] - Ultra High Bypass Study, conduzido por NASA, acessado em 13 Setembro 2016, <https://mdao.grc.nasa.gov/publications/UHB-Study-NASA-TM-2011-216883.pdf>.

[24] - Estudo conceptual da fuselagem propulsiva, acessado em 13 Setembro 2016, <http://www.bauhaus-luftfahrt.net/research/system-und-flugzeugtechnologien/propulsive-fuselage>.

[25] - Informações comerciais do motor RR Trent 1000, acessado em 13 Setembro 2016, <http://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/products/civil-large-engines/trent-1000/market-share.aspx>.

[26] - Galeria de imagens do RR Trent 1000 e Boeing 787, acessado em 13 Setembro 2016, <http://www.boeing.com/commercial/787/#/gallery>.

[27] - Informações comerciais Boeing 787 Dreamliner, acessado em 13 Setembro 2016, <http://www.boeing.com/commercial/787/>.

[28] - RR trent 1000 type certificate, fornecido por EASA, acessado em 13 Setembro 2016, [https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/TCDS%20E.036\\_%20issue%2007\\_20161107\\_1.0.pdf](https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/TCDS%20E.036_%20issue%2007_20161107_1.0.pdf).

[29] - Walsh, P. P., and Fletcher, P., *Gas Turbine Performance*, 2nd edition, Blackwell Science Ltd, Oxford, 2004.

[30] - Engelbrecht, A.P., 2007. *Computacional Intelligence, An Introduction* Second Ed., John Wiley & Sons, Ltd.

[31] - Biblioteca do Programa Matlab, Mathworks, acessado em 13 Setembro 2016, <http://www.mathworks.com/discovery/genetic-algorithm.html>.

[32] - Dominância de Pareto, acessado em 13 Setembro 2016,  
[http://cms.horus.be/files/99936/MediaArchive/pictures/Pareto\\_Dominated.png](http://cms.horus.be/files/99936/MediaArchive/pictures/Pareto_Dominated.png).