



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR  
Faculdade de Engenharia

# Projeto Conceptual de um Motor Turbofan com Pós-Combustor para um RPAS

**Hélder Abreu Falcão Gonçalves**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em  
**Engenharia Aeronáutica**  
(Ciclo de Estudos Integrado)

Orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

**Covilhã, outubro de 2018**



# Dedicatória

A todos aqueles que de uma forma ou de outra contribuem para a minha evolução pessoal, social e profissional, dedico este trabalho.



# Agradecimentos

À minha família, em especial aos meus pais, amigos, professores e instituições que me conduziram até este momento, o meu sincero obrigado. Apesar de ser um percurso individual, só foi possível graças a vocês!



# Resumo

Atualmente o mercado dos “Remotely Piloted Aircraft Systems” (RPAS) está em expansão. As previsões apontam para que este mercado continue a crescer durante os próximos anos, o que traz desafios na evolução dos mesmos. Esta expansão deve-se à descoberta das potencialidades em aplicações civis dos RPAS, que podem ir desde a agricultura e vigilância de atividades de comércio ilegais, até à cartografia e inspeção de redes elétricas. Estes sistemas vão desde dispositivos com escalas pequenas, até dispositivos com dimensões consideráveis que empregam componentes que estão presentes em aeronaves comerciais e até militares.

Com esta expansão é necessário o associamento evolutivo dos sistemas que integram os RPAS para que haja cada vez mais e melhores dispositivos e para que possam ser aplicados a novos tipos de missões, quer sejam estas civis ou militares.

É neste sentido que este trabalho se encontra orientado. O objetivo de desenvolver um projeto ainda que concetual, é mais um passo no sentido desse progresso. É definida uma missão para um RPAS e a partir dessa missão que dita os requisitos necessários do projeto, são idealizados um conjunto de parâmetros de motor *turbofan* com pós-combustor ou *afterburner*.

Para tal procede-se à construção de uma rotina de cálculo no *software* MATLAB que permite a análise da *performance* deste tipo de motores. De seguida, são executadas várias corridas da rotina de cálculo para analisar as *performances* dos parâmetros dos vários motores, obtidos por interpolação. Selecionado o caso mais favorável, são realizadas um conjunto de otimizações dos parâmetros desse caso de forma a se conseguir uma redução no consumo de combustível, não comprometendo a realização da missão.

Por fim, são calculadas algumas características físicas do motor, nomeadamente a área, aproximada, da secção frontal e o peso em seco estimado do motor.

## Palavras-chave

Remotely Piloted Aircraft Systems (RPAS), motor *turbofan*, *afterburner*, MATLAB, projeto concetual.



# Abstract

Currently the market for "Remotely Piloted Aircraft Systems" (RPAS) is expanding. The forecasts indicate that this market will continue to grow during the next few years, which presents challenges in their evolution. This expansion is due to the discovery of the potentialities in civil applications of the RPAS, which can range from agriculture and surveillance of illegal trade activities, to the mapping and inspection of electrical networks. These systems range from small scale devices to devices with considerable dimensions that employ components that are present in commercial aircraft and even military aircraft.

With this expansion, evolutionary association of the systems that integrate the RPAS is necessary so that there are more and better devices and so that they can be applied to new types of missions, be they civil or military.

It is in this sense that this work is oriented. The objective of developing a project, even if conceptual, is yet another step towards this progress. A mission is defined for a RPAS and from that mission that dictates the necessary requirements of the project, a set of parameters of turbofan engine with post-combustor (or afterburner) are idealized.

This is done by constructing a calculation routine in MATLAB software that allows the analysis of the performance of this type of motor. Then, the results of several executions of this routine are used to analyze the performances parameters of the various motors, obtained by interpolation. Once the most favorable case has been selected, a set of optimizations of the parameters of this case is carried out in order to achieve a reduction in fuel consumption, without compromising the accomplishment of the mission.

Finally, some physical characteristics of the engine are calculated, namely the approximate area of the front section and the estimated dry weight of the engine.

## Keywords

Remotely Piloted Aircraft Systems (RPAS), *turbofan* engine, *afterburner*, MATLAB, conceptual design.



# Índice

Dedicatória.....	iii
Agradecimentos.....	v
Resumo.....	vii
Abstract.....	ix
Índice.....	xi
Lista de Figuras.....	xiv
Lista de Tabelas.....	xvi
Lista de Acrónimos.....	xix
1. Introdução.....	1
1.1 Contextualização e Motivação.....	1
1.2 Objetivos.....	3
2. Revisão Bibliográfica.....	4
2.1 Estudos pertinentes.....	4
3. Contextualização Teórica.....	6
3.1 Remotely Piloted Aircraft System (RPAS).....	6
3.1.1 Tipos de RPAS tendo em conta o tipo de veículo aéreo.....	7
3.1.2 Utilização dos RPAS.....	8
3.2 Ciclos Termodinâmicos.....	13
3.2.1 Ciclo de Brayton.....	13
3.3 Motor Turbofan.....	15
3.3.1 <i>Turbofan</i> de baixa razão de <i>bypass</i> , mistura de caudais e <i>afterburner</i> .....	17
4. Procedimento.....	18
4.1 Requisitos da missão.....	18
4.2 Notação de estações.....	19
4.3 Considerações.....	20
4.4 Metodologia matemática.....	20
5. Resultados.....	32
6. Conclusão e discussão de resultados.....	47

6.1 Discussão dos resultados .....	48
6.2 Trabalhos futuros .....	48
Referências .....	50



# Lista de Figuras

Figura 1 - Projeção da Produção de UAS civis de 2017 a 2024 [3] .....	2
Figura 2 - Projeção do orçamento mundial para aquisição, pesquisa e desenvolvimento de RPAS militares [4] (FY = Fiscal Year; Proc. = Procurement; R&D = Research&Development; RoW = Rest of World) .....	2
Figura 3 - ScanEagle.....	9
Figura 4 - Predator C Avenger .....	10
Figura 5 - BOREAL.....	11
Figura 6 - Schiebel's CAMCOPTER S-100.....	12
Figura 7 - Pathfinder .....	12
Figura 8 - Diagrama temperatura-entropia do ciclo termodinâmico de Otto .....	13
Figura 9 - Componentes motor a jato e os estados termodinâmicos correspondentes ( <a href="http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node28.html">http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node28.html</a> ) .....	14
Figura 10 - Ciclo Brayton aberto (esquerda) e fechado (direita) ( <a href="http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node28.html">http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node28.html</a> ) .....	14
Figura 11 - Motor <i>Turbojet</i> .....	15
Figura 12 - Motor <i>Turbofan</i> ( <a href="http://lcas.otaski.org/images/5/50/500px-Turbofan_craftedshaft.svg.png">http://lcas.otaski.org/images/5/50/500px-Turbofan_craftedshaft.svg.png</a> ) .....	16
Figura 13 - Motor <i>Turbofan</i> com baixa razão de <i>bypass</i> e <i>afterburner</i> (Enciclopédia Britânica, 1999) .....	17
Figura 14 - Notação das estações do motor [19] .....	19
Figura 15 - Gráfico do consumo específico de tração com a variação da razão de pressões do compressor <i>sem afterburner</i> .....	36
Figura 16 - Gráfico do consumo específico de tração com a variação da razão de pressões do compressor <i>com afterburner</i> .....	37
Figura 17 - Variação de TSFC com a razão de <i>bypass</i> .....	38
Figura 18 - Variação de NDST com a razão de <i>bypass</i> .....	38
Figura 19 - Variação de TSFC com a RPF .....	39
Figura 20 - Variação de TSFC com a TET .....	40
Figura 21 - Variação de TSFC com RB (otimização 2) .....	40
Figura 22 - Variação de TSFC com RPF (otimização 2).....	41
Figura 23 - Variação de TSFC com TET (otimização 2).....	41
Figura 24 - Variação de TSFC com RPF (otimização 3).....	42
Figura 25 - Variação de TSFC com a TET (otimização 3).....	43
Figura 26 - Variação de TSFC com RPF (otimização 4).....	44
Figura 27 - Variação de TSFC com TET (otimização 4).....	44



# Lista de Tabelas

Tabela 1 - Características do Mini-UAV RQ-11B Raven .....	8
Tabela 2 - Características do TUAV ScanEagle .....	9
Tabela 3 - Características do MALE-to-HALE Predator C Avenger ( <a href="http://www.gaasi.com/Websites/gaasi/images/products/aircraft_systems/pdf/Predator_C021915.pdf">http://www.gaasi.com/Websites/gaasi/images/products/aircraft_systems/pdf/Predator_C021915.pdf</a> ) ....	10
Tabela 4 - Características do TUAV BOREAL ( <a href="http://www.boreal-uas.com/">http://www.boreal-uas.com/</a> ) .....	11
Tabela 5 - Características do RPH CAMCOPTER S-100.....	11
Tabela 6 - Características do HALSOL Pathfinder ( <a href="https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-034-DFRC.html">https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-034-DFRC.html</a> ) .....	12
Tabela 7 - Requisitos da missão do RPAS .....	18
Tabela 8 - Notação das estações do motor.....	19
Tabela 9 - Parâmetros necessários para análise do ciclo do motor.....	20
Tabela 10 - Parâmetros tabelados [19],[5],[20].....	21
Tabela 11 - Constantes para o ar fresco e para a mistura queimada.....	21
Tabela 12 - Designação das variáveis utilizadas.....	22
Tabela 13 - Parâmetros de motores <i>turbofan</i> com mistura de caudais e <i>afterburner</i> (estático e ao nível do mar) [21].....	29
Tabela 14 - Valores atribuídos aos parâmetros das duas fases da missão .....	29
Tabela 15 - Valores interpolados para várias possibilidades de motores <b>Erro! Marcador não definido.</b>	
Tabela 16 - Valores dos parâmetros de desempenho para os motores iterados ( <i>afterburner</i> OFF) .....	32
Tabela 17 - Valores dos parâmetros de desempenho para os motores iterados ( <i>afterburner</i> ON) .....	33
Tabela 18 - Valores interpolados para várias possibilidades de motores (segunda interpolação) .....	33
Tabela 19 - Valores dos parâmetros de desempenho para os motores iterados ( <i>afterburner</i> OFF) .....	34
Tabela 20 -Valores dos parâmetros de desempenho para os motores iterados ( <i>afterburner</i> ON) .....	34
Tabela 21-Valores interpolados para várias possibilidades de motores (terceira interpolação) .....	35
Tabela 22 - Valores dos parâmetros de desempenho para os motores iterados ( <i>afterburner</i> OFF) .....	35
Tabela 23 - Valores dos parâmetros de desempenho para os motores iterados ( <i>afterburner</i> ON) .....	35
Tabela 24 - Sumarização dos parâmetros obtidos pelas otimizações anteriores .....	43
Tabela 25 - Parâmetros do caso 7 resultantes das otimizações .....	45

Tabela 26 - Desempenho do motor obtido (caso 7 otimizado).....	45
Tabela 27 - Consumos de combustível em cada otimização e a cada TET.....	45
Tabela 28 - Parâmetros para o cálculo da massa e da área frontal do motor .....	46
Tabela 29 - Características físicas do motor.....	46



# Lista de Acrónimos

RPAS	Remotely Piloted Aircraft Systems
RPA	Remotely Piloted Aircraft
ICAO	International Civil Aviation Organization
UAS	Unmanned Aerial Systems
ATC	Air Traffic Control
JSF	Joint Strike Fighter
UCAV	Unmanned Combat Aerial Vehicle
RB	Razão de <i>Bypass</i>
RPG	Razão de pressões global
RPF	Razão de pressões da <i>fan</i>
RPC	Razão de pressões do compressor
P&W	Pratt&Whitney
GE	General Electric
RR	Rolls-Royce



# 1. Introdução

Neste capítulo abordar-se-á a motivação para a realização desta dissertação, assim como uma breve contextualização acerca da situação atual (ou quase atual) e até potencialmente futura, das tecnologias relacionadas com a aplicação do objetivo principal deste trabalho.

## 1.1 Contextualização e Motivação

O desenvolvimento tecnológico tem sido uma constante na área dos veículos aéreos não tripulados. Não só em termos militares, mas também em termos civis. A descoberta do seu potencial em aplicações civis levou a um aumento considerável do uso civil destes sistemas, uso este que até então era maioritariamente feito pelas forças militares. De acordo com um documento da comissão europeia datado de 2012 [1], “Today, military RPAS applications are driving technology development and market expansion, leading the way in terms of research and development, standards, certification and pilot training. RPAS are currently almost exclusively used for military applications ( $\pm 95\%$ ) although their potential for civilian applications has been widely recognised.”

Apesar deste uso maioritário em aplicações militares, o crescimento destes sistemas para aplicações civis está previsto numa circular emitida pela ICAO: [2] “The demand for small civil RPA flying visual line-of-sight (VLOS) for law enforcement, survey work, and aerial photography and video will continue to grow. Larger and more complex RPA – able to undertake more challenging tasks – will most likely begin to operate in controlled airspace where all traffic is known and where ATC is able to provide separation from other traffic. This could conceivably lead to routine unmanned commercial cargo flights”.

Projeções mais atuais realizadas em 2017, [3] mostram graficamente o que se prevê ser a produção de UAS (ou RPAS) civis, mundialmente, bem como o valor que este crescimento terá. Apesar de pouco mais de metade do mercado global ao longo da década ser representado por sistemas de consumo, os sistemas comerciais ultrapassarão o valor dos sistemas de consumo em 2024 ampliando ainda a sua liderança até ao fim da previsão. Com o avanço da tecnologia aplicada em telemóveis, surgiu a possibilidade de se desenvolverem sistemas mais baratos e fáceis de usar. Este aspeto é crítico para as aplicações comerciais dos RPAS, em contraste com as aplicações militares onde a *performance* é o aspeto mais relevante.

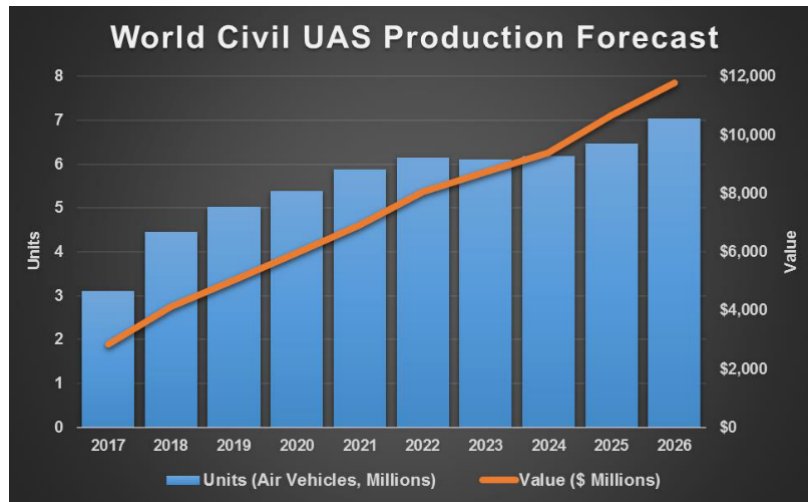


Figura 1 - Projeção da Produção de UAS civis de 2017 a 2024 [3]

Contudo, não é só o mercado civil que tem previsões de crescimento. Segundo um estudo e previsão de mercado [4], em termos de orçamentos mundiais militares, estes sistemas serão um dos setores com maior crescimento dinâmico continuando assim com a tendência observada no século passado, ou seja, um crescimento rápido da despesa com os mesmos. O catalisador que mais contribuiu para este mercado tem sido o interesse dos militares dos Estado Unidos nesta tecnologia, bem como o interesse generalizado na guerra da informação e em sistemas centrados em redes. Os RPAS são um importante elemento de inteligência, vigilância e reconhecimento, podendo ainda desempenhar outras missões, incluindo caça e eliminação de alvos.

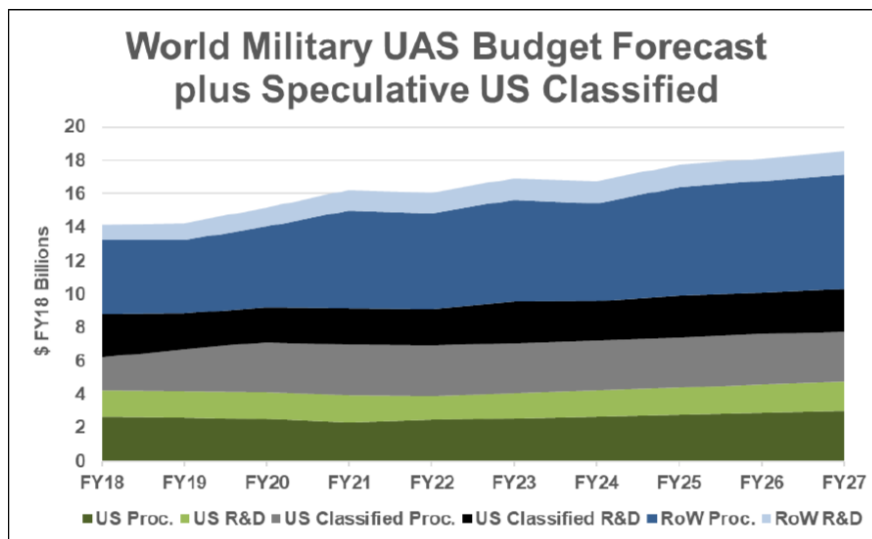


Figura 2 - Projeção do orçamento mundial para aquisição, pesquisa e desenvolvimento de RPAS militares [4] (FY = Fiscal Year; Proc. = Procurement; R&D = Research&Development; RoW = Rest of World)

Torna-se então necessário desenvolver tecnologias que acompanhem esta evolução dos RPAS e que lhes melhor permitam desempenhar as missões designadas. O objetivo deste trabalho vai de encontro a esta contextualização tentando estabelecer parâmetros para um motor capaz de equipar futuros RPAS. De notar que a existência de RPAS com motores *turbofan* com pós-combustor (ou *afterburner*) é ainda reduzida ou ainda se encontra em desenvolvimento, pelo que é do interesse desta indústria trabalhos orientados neste sentido.

## 1.2 Objetivos

Tal como referido anteriormente, o objetivo deste trabalho será o estabelecimento de parâmetros de motores *turbofan* com pós-combustor, capazes de equipar futuros RPAS. Estes parâmetros serão a razão de pressões do compressor, a razão de *bypass*, a razão de pressões do *Fan* e a temperatura de entrada na turbina.

Para tal, são observados os parâmetros de outros motores *turbofan* semelhantes que equipam aeronaves já existentes. Estes parâmetros auxiliam a escolha dos valores iniciais que posteriormente interpolados são otimizados de forma a cumprir com os requisitos da missão estabelecida para o RPAS.

A otimização é feita com recurso a uma rotina de cálculo no software MATLAB que depois de construída permite a análise do desempenho deste tipo de motores.

Concluindo, serão estimados a área frontal e o peso do motor obtido, de forma a se entender melhor a viabilidade da aplicação do motor obtido.

## 2. Revisão Bibliográfica

Quando se fala em projeto de motores turbina de gás, não existe nenhum guião absoluto de como este deve ser feito. Os passos relacionados com o projeto de um motor deste tipo dependem da experiência da empresa e dos seus empregados neste campo, bem como da natureza do projeto em si. Quando se desenvolve um novo motor, uma análise mais extensa e um maior número de iterações são necessárias comparativamente à adaptação de um motor já existente para o mesmo tipo de função [5].

### 2.1 Estudos pertinentes

Tal como dito acima, não há uma forma fixa de se projetar um novo motor. Surgem assim diferentes abordagens e técnicas para este projeto. Na conferência aeroespacial internacional de Ankara em 2013, apresentou-se uma dessas abordagens num estudo feito por uma equipa turca de engenheiros e um professor associado para o desenvolvimento de um motor com grande capacidade de extração de energia, destinado a um UAV com metade da escala de um JSF<sup>1</sup> [6]. Introduzindo o estudo, os autores defendem que o futuro do combate aéreo deve ser dependente de UAV visto não estarem dependentes de limitações e fatores humanos, proposta esta que se encaixa nas projeções feitas no capítulo anterior.

Projeções à parte, o projeto deste novo motor incluiu a capacidade de extração de energia elétrica a partir do mesmo. Os autores começaram por reunir dados de outros motores semelhantes, criando uma base de dados afim de entenderem as limitações tecnológicas e económicas do projeto que desenvolviam.

Seguidamente, foi necessária a definição de uma missão típica de um UAV onde a aplicação deste motor se justificaria. Com a missão definida efetuaram a análise dos constrangimentos do UAV de forma a obterem o gráfico de dimensionamento a partir do qual puderam encontrar o conjunto de soluções ótimas que satisfazem os requisitos da missão. Com a análise da missão, estimaram a quantidade de combustível necessária para as diferentes fases da missão.

---

<sup>1</sup>JSF - “Joint Striker Fighter” é um programa de aquisição e desenvolvimento com o objetivo de substituir uma grande variedade de aeronaves ligadas ao combate aéreo, ataque e combate terrestre, sendo o mais atual o F-35 Lightning II.

Seguiu-se a análise paramétrica onde se tentaram perceber as características de desempenho do motor em relação ao seu ponto de projeto. Nesta fase não se define a geometria dos vários componentes, mas sim as alterações que cada componente (ou conjunto de componentes) provoca no estado do escoamento do motor. Nesta parte do projeto, o motor tem a designação de “motor de borracha” já que cada ponto da curva de performance pode corresponder a um motor fisicamente diferente.

Após esta análise paramétrica os autores definiram as variáveis de projeto do motor referindo que a determinação das mesmas não é uma tarefa trivial e que o uso de dados históricos e tendências reduz o número de parâmetros desconhecidos. Depois da definição das especificações do projeto do motor, os autores partem para o projeto dos componentes onde estas são desenhadas e caracterizadas.

# 3. Contextualização Teórica

## 3.1 Remotely Piloted Aircraft System (RPAS)

Os RPAS diferem das demais aeronaves tripuladas devido ao fato de o piloto não se encontrar a bordo da aeronave, mas numa estação remota a partir da qual este comanda o RPA [7].

Apesar de habitualmente possuírem sistemas baseados nos sistemas das aeronaves tripuladas, estes são substituídos por elementos que permitem a ausência da tripulação a bordo e o controlo do RPA a partir de uma estação de controlo. Assim sendo, é considerada na fase de projeto a ausência da tripulação e dos elementos relacionados com a mesma (interfaces de controlo, habitáculo) através da sua substituição por subsistemas de controlo e automação.

É ainda necessário fazer a distinção entre RPAs, “drones” e aeromodelos. Os aeromodelos devem manter-se dentro do campo de visão do operador, e têm como principal utilidade o lazer ou desporto. Contrariamente, os “drones” possuem a capacidade de voar fora do campo de visão do operador, contudo são pré-programados para efetuarem, por exemplo, um certo tipo de missão ou seguirem determinada rota de voo sem que sejam transmitidos os resultados da missão pretendida até que este regresse à estação de recolha de dados. Por outro lado, dotados de um certo nível de automação, os RPA são capazes de comunicar com a estação de controlo transmitindo dados relativos à aeronave e à missão que se pretende que esta desempenhe. Estes dados podem ser imagens em tempo real de câmaras equipadas na carga útil do RPA, - não havendo assim a necessidade de se manter dentro do campo de visão do operador - dados relativos ao comportamento da aeronave e ainda dados sobre o seu estado, tais como a quantidade de combustível, estado dos componentes, entre outros [8].

Tendo em conta que os RPAS correspondem a um sistema que inclui vários subsistemas, destacam-se seguidamente alguns desses subsistemas:

- **RPA** (“Remotely Piloted Aircraft”) - aeronave não tripulada pilotada a partir de uma estação de pilotagem;
- **RPS** (“Remote Pilot Station”) - parte do RPAS que contém o equipamento necessário para comandar o RPA;
- **Ligação de comando e controlo** (“Command and Control (C2) link”) - Ligação entre o RPA e o RPS que visa a gestão de voo.

### 3.1.1 Tipos de RPAS tendo em conta o tipo de veículo aéreo

A categorização dos RPAS pode ser efetuada de várias formas, mas é geralmente feita tendo em conta a capacidade ou a dimensão da aeronave que incorpora o sistema. Todavia, existe alguma dificuldade em categorizar de forma permanente os RPAS pois a possibilidade de empregar mais do que um tipo de aeronave para a mesma missão e o desenvolvimento da tecnologia que permite aos RPAS de menor dimensão cumprir missões anteriormente cumpridas por RPAS com categoria superior a este, tornam por vezes os limites da categorização de RPAS confusos.

Esta categorização pode ser efetuada da seguinte forma:

- **HALE** - “High Altitude Long Endurance” (elevada altitude e longa capacidade). Conseguem voar a mais de 15000 metros de altitude com durações de voo de 24 horas ou mais; usados tipicamente em missões globais de reconhecimento e vigilância, pelas forças aéreas que os controlam remotamente em estações de controlo fixas;
- **MALE** - “Medium Altitude Long Endurance” (media altitude e longa capacidade). Voam entre os 5000 e os 15000 metros com durações de voo semelhantes ao tipo anterior. Têm um papel semelhante aos HALE, contudo possuem em alcance inferior que mesmo assim excede os 500 quilómetros. São também controlados a partir de estações de controlo fixas;
- **TAUV** - “Medium Range or Tactical UAV” (alcance médio ou UAVs táticos). Veículos aéreos mais pequenos, cuja operação é feita em sistemas mais simples que os HALE e os MALE. Possuem alcances entre os 100 e os 300 quilómetros;
- **MUAV** - “Mini UAV”. Veículos que possuem uma massa inferior a um limite estabelecido, capazes de serem lançados a partir da mão do operador, com alcances até aos 30 quilómetros;
- **MAV** - “Micro UAV”. Sendo originalmente definidos como veículos cuja envergadura não ultrapassa os 150 milímetros, apesar de haver margem para tolerância, são usados principalmente em ambientes urbanos;
- **NAV** - “Nano Air Vehicle” (veículo aéreo nano). Projetados para possuírem dimensões semelhantes às de uma semente de ácer, são usados em enxames para baralhar radares e se equipados com câmaras, podem ser usados em vigilância a muito curto alcance;

Nas categorias anteriormente apresentadas ainda se incluem as aeronaves de asa rotativa, usualmente denominadas “remotely piloted helicopter” RPH ou VTUAV “vertical take-off UAV”. Podem incluir-se também sistemas como os UCAV “unmanned combat air vehicle”, que possuem asa fixa e são preparados para o lançamento de cargas explosivas e para o combate ar-ar, ou sistemas UCAR “unmanned combat rotorcraft” desenhados para o mesmo efeito.

Por fim, existem outros termos, que já não são tão usados para descrever os RPAS tendo em conta o raio de operação do veículo aéreo. Podem então comparar-se estas duas formas de categorização:

- UAV de **longo** alcance - correspondem a HALE e MALE
- UAV de **médio** alcance - correspondem a TUAV
- UAV de **curto** alcance - correspondem a MUAV.

### 3.1.2 Utilização dos RPAS

Como foi referido anteriormente, existem diversos tipos de RPAS. A cada tipo de RPAS pode ser atribuída uma missão que tem em consideração as características do mesmo. Posto isto, existem então diversas aplicações destes sistemas em variadas áreas que se podem subdividir em aplicações militares e aplicações civis.

Nas aplicações militares, estes sistemas são (ou podem ser) usados de diferentes formas pelos vários ramos das forças armadas. Na marinha podem desempenhar funções tais como a proteção de portos, vigilância de frotas inimigas, inteligência eletrónica, entre outras. No exército podem ser utilizados para reconhecimento, vigilância, localização e destruição de minas terrestres, etc. Por fim, na força aérea a vigilância de alta altitude e alto alcance, destruição ou interferência de radares inimigos são algumas das utilizações já em prática ou possíveis de serem praticadas.

Apresentam-se de seguida, três sistemas que enquadram as forças militares americanas atualmente, bem como algumas das suas características:

#### **RQ-11B Raven (Mini-UAV)**

Segundo o fabricante, AeroVironment, é dos RPAS mais amplamente usados no mundo de hoje em dia. É um sistema usado por todos os serviços militares americanos e já deu provas da sua prestação em operações no Iraque e no Afeganistão[9]. Leve e de implementação rápida, o Raven tem como objetivo a vigilância e reconhecimento a baixa altitude. Pode ser operado manualmente ou operar autonomamente quando programado.

Tabela 1 - Características do Mini-UAV RQ-11B Raven [10]

<b>Endurance</b>	60-90 min.
<b>Alcance</b>	10 km
<b>Velocidade de cruzeiro</b>	32-81m/s

<b>Massa</b>	1,9 kg
<b>Teto operacional</b>	30-152 m



Figura 3 - RQ-11B Raven [11]

### ScanEagle (TUAV)

O ScanEagle, produzido pela Insitu, é um excelente objeto que auxilia a tomada de decisões em operações militares. Capaz de recolher imagens de diferentes espectros, mapear o solo, ser um elemento de ligação entre a fonte e o destino de comunicações sem fios, entre outros, mesmo em condições meteorológicas adversas torna-o o melhor aliado dos militares que operam no terreno.

Tabela 2 - Características do TUAV ScanEagle [12]

<b>Endurance</b>	24 h
<b>Alcance</b>	150 km
<b>Velocidade de cruzeiro</b>	25-30 m/s
<b>MTOW</b>	22 kg
<b>Teto máximo</b>	5950 m



Figura 3 - ScanEagle [12]

## Predator C Avenger (MALE to HALE)

Com *performance* de um avião a jato, características que reduzem a sua detecção e múltiplas opções para a sua carga útil, o Predator C Avenger é um dos mais versáteis RPAS da família Predator produzido pela General Atomics. Para além de desempenhar as mesmas funções dos RPAS anteriores, pode ainda realizar ataques precisos sobre a terra ou sobre o mar [13].

Tabela 3 - Características do MALE-to-HALE Predator C Avenger [13]

<b>Endurance</b>	18 h
<b>Alcance</b>	-
<b>Velocidade máxima</b>	740,8 km/h
<b>MTOW</b>	8255 kg
<b>Teto operacional</b>	15240 m



Figura 4 - Predator C Avenger [14]

No que diz respeito às aplicações civis, as vertentes são variadas. “As aplicações estão, por exemplo, a emergir na agricultura e pesca de precisão, monitorização de linhas de energia/gás, inspeção de infraestruturas, comunicações e serviços de transmissão, relé de comunicação sem fios e sistemas de reforço de satélites, monitorização de recursos naturais, meios de comunicação/entretenimento, mapeamento digital, gestão de terrenos e vida selvagem, gestão/controlo da qualidade do ar.” [1]

À semelhança das aplicações militares, seguem-se três sistemas utilizados em aplicações civis:

## BOREAL (TAUV)

Este RPAS de aplicação civil já auxiliou em campanhas de levantamentos oceanográficos e foi utilizado com sucesso no combate à pesca ilegal na costa da Bretanha (França). Mesmo assim, o fabricante deste sistema apresenta soluções de negócio ligadas à agricultura, inspeções de grandes infraestruturas e até mesmo cartografia.

Tabela 4 - Características do TUAV BOREAL [15]

<b>Endurance</b>	10 h
<b>Alcance</b>	-
<b>Velocidade de cruzeiro</b>	70 -130 km/h
<b>Carga Útil</b>	5 kg
<b>Teto operacional</b>	4500 m



Figura 5 - BOREAL [16]

## Schiebel's CAMCOPTER S-100 (RPH)

Diferente dos RPAS apresentados até ao momento, este sistema apresenta ainda assim várias aplicações civis. A sua capacidade de pairar e de se mover lentamente permite-lhe ser a ferramenta ideal na inspeção de linhas de abastecimento de eletricidade, mapeamento a laser e ainda cinematografia aérea. Para além disto o fabricante refere que este RPH serve como plataforma ideal para a recolha e medida de amostras atmosféricas sejam estas químicas, biológicas ou radiológicas [17].

Tabela 5 - Características do RPH CAMCOPTER S-100 [17]

<b>Endurance</b>	10 h
<b>Alcance</b>	200 km
<b>Velocidade máxima</b>	240 km/h
<b>MTOW</b>	200 kg
<b>Teto operacional</b>	5486 m



Figura 6 - Schiebel's CAMCOPTER S-100 [18]

### Pathfinder (HALSOL = HALE + SOLAR)

O Pathfinder é uma asa voadora remotamente pilotada, alimentada a energia solar e peso leve. Teve como missões o auxílio à comunidade científica na deteção do estado dos nutrientes florestais, reflorestação e monitorização da saúde dos recifes de coral. Foi também base de testes de novos instrumentos científicos a altitudes até aproximadamente 15 quilómetros. O desenvolvimento de RPAS deste género pode levar a uma melhor monitorização de fenómenos atmosféricos, vigilância de grandes aéreas florestais ou de cultivo e até de ligação para as comunicações em caso de desastres naturais [19].

Tabela 6 - Características do HALSOL Pathfinder [19]

Endurance	15 h
Alcance	-
Velocidade cruzeiro	32 km/h
Carga útil	45 kg
Teto operacional	-



Figura 7 - Pathfinder [20]

Apesar de serem apresentados em contextos diferentes (militares e civis), a diferença entre estes é ténue, visto que na sua maioria os sistemas com aplicações militares podem ser utilizados em aplicações civis e vice-versa, desde que ambos sejam adaptados para tais tarefas.

### 3.2 Ciclos Termodinâmicos

Um ciclo termodinâmico é um conjunto consecutivo de processos termodinâmicos que alteram o sistema, através de um conjunto sequencial de estados, e que levam o sistema de volta ao estado termodinâmico onde o ciclo se iniciou. Os ciclos termodinâmicos possuem uma importância significativa numa variedade considerável de motores assim como sistemas de aquecimento ou arrefecimento. Um ciclo termodinâmico possui na maioria das vezes um fluido ao qual se dá o nome de fluido de trabalho. Este fluido é submetido a uma série de processos termodinâmicos, alguns dos quais relacionados com a transferência de calor. O resultado de um ciclo termodinâmico pode ser produção de trabalho pelo dispositivo ou a transferência de energia térmica de um dispositivo com uma baixa temperatura, para um dispositivo a uma temperatura superior. Se o resultado do ciclo for expresso na produção de trabalho por parte do dispositivo, estamos perante um motor térmico visto que usa calor como fonte de energia [21].

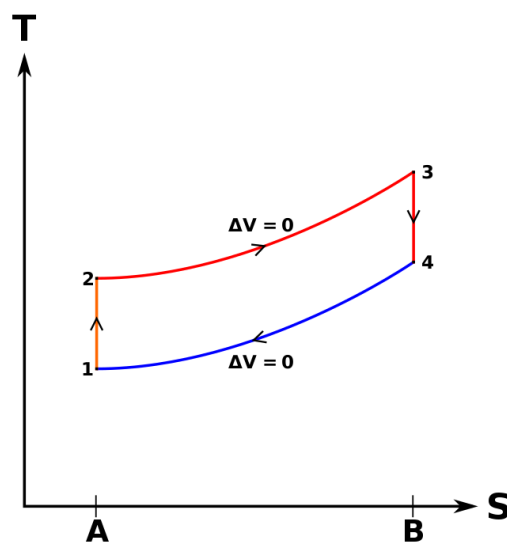


Figura 8 - Diagrama temperatura-entropia do ciclo termodinâmico de Otto [22]

#### 3.2.1 Ciclo de Brayton

O ciclo ideal de Brayton consiste em quatro processos termodinâmicos, sendo que dois desses processos são isobáricos (ou a pressão constante) e os restantes dois processos são isentrópicos (ou a entropia constante). Os dois processos isentrópicos são também processos adiabáticos, ou seja, não existe a transferência de matéria ou calor do ou para o fluido durante este processo.

Este ciclo representa o funcionamento ideal de um motor do tipo turbina de gás, tal como representado na figura abaixo [23]:

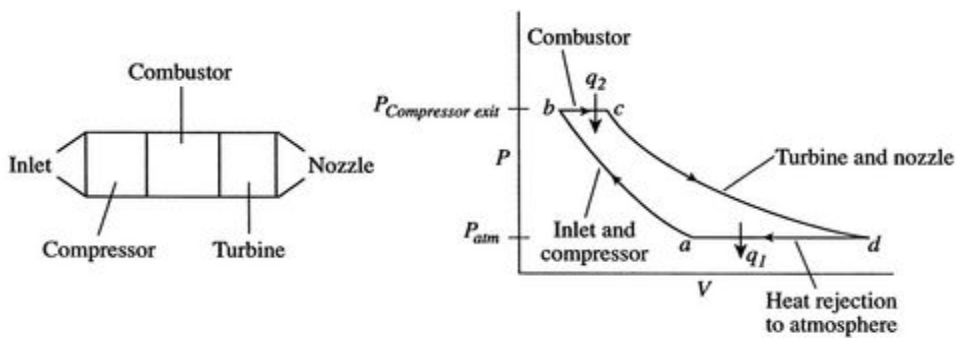


Figura 9 - Componentes motor a jato e os estados termodinâmicos correspondentes [24]

Usando a notação estabelecida na figura podemos observar que: No processo de a até b, existe uma compressão adiabática reversível na admissão e no compressor; De b até c existe a adição de calor a pressão constante (ou combustão a pressão constante); De c para d existe uma expansão adiabática reversível na turbina e na tubeira de escape que fornecerá alguma energia sob forma de trabalho para movimentar o compressor e a *fan*, sendo que a restante energia sob forma de trabalho será usada para acelerar o fluido para propulsão a jato ou para a geração de energia elétrica, fazendo girar um gerador; Por fim, de d até a o fluido arrefece a pressão constante e volta às suas condições iniciais [24].

Na prática, o ciclo de Brayton tem duas aplicações, se se tiver em conta se este é aberto ou fechado. Na figura abaixo apresentam-se os dois casos:

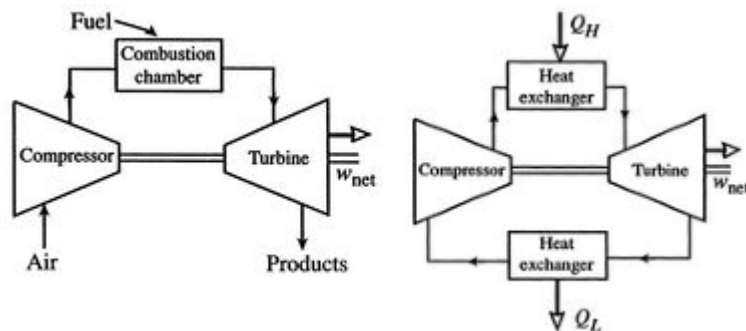


Figura 10 - Ciclo Brayton aberto (esquerda) e fechado (direita) [24]

Como se pode observar, a diferença entre o ciclo de Brayton aberto ou fechado prende-se no facto da recirculação do fluido no dispositivo. No ciclo aberto (o que representa motores do tipo turbina de gás) o fluido entra e sai sem voltar a entrar de novo no dispositivo (sem recirculação). No ciclo fechado (usado em centrais elétricas) o fluido sai do dispositivo e volta a entrar no mesmo (com recirculação).

### 3.3 Motor Turbofan

Os motores *turbofan*, usados atualmente em aeronaves comerciais e militares, são versões modificadas de motores *turbojet* que tem como objetivo reduzir o ruído provocado pelo jato e a aumentar a eficiência propulsiva [25].

Sinteticamente, nos motores *turbojet* o ar entra pela admissão, é comprimido na secção fria do motor movendo-se de seguida para a câmara de combustão (onde se inicia a zona quente) onde lhe é adicionado calor sob a forma de queima de combustível. Seguidamente passa pelas pás da turbina de forma a fornecer energia que fará girar os compressores, saindo pelo bocal de escape, como se mostra na figura 11.

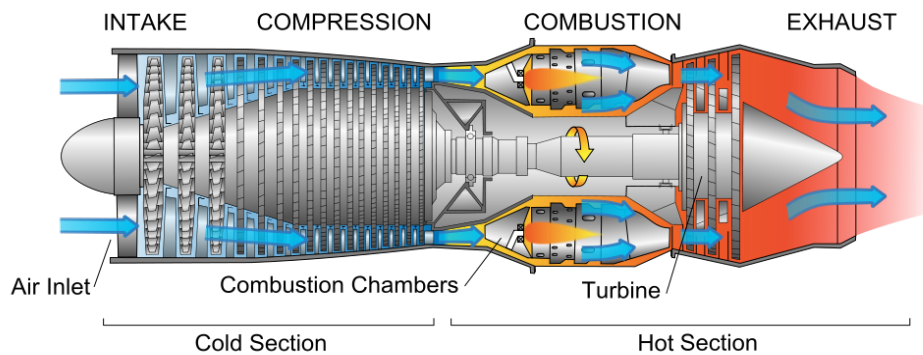


Figura 11 - Motor Turbojet [26]

Se acrescentarmos a este motor uma *fan* depois da admissão e antes dos compressores, adicionarmos mais uma turbina ligada à *fan* por via de um veio, e criarmos um duto que permita o contorno do ar em volta do motor, obtemos um motor *turbofan*. Num motor *turbofan* o ar é capturado pela admissão e chega à *fan*. Ao passar por esta é conduzido por dois dutos diferentes. Num dos dutos, o ar comprimido pela *fan* contorna o motor (*bypass*) e sai pelo bocal de propulsão fria do *turbofan*. No outro duto, o ar passa pelo núcleo do motor (onde se encontram a maioria dos componentes), é comprimido, aquecido e passa pela turbina de forma a fazer girar os compressores e também a *fan* instalada, por via de um veio até sair pelo bocal propulsivo do jato quente.

Pode concluir-se então que para a propulsão de um motor *turbofan* contribuem dois jatos distintos: o jato frio do ar que contorna o motor depois de passar pela *fan*; e o jato quente que percorre o interior do motor. A razão de ar que contorna o motor e o ar que passa pelo núcleo do motor tem o nome de **razão de *bypass***.

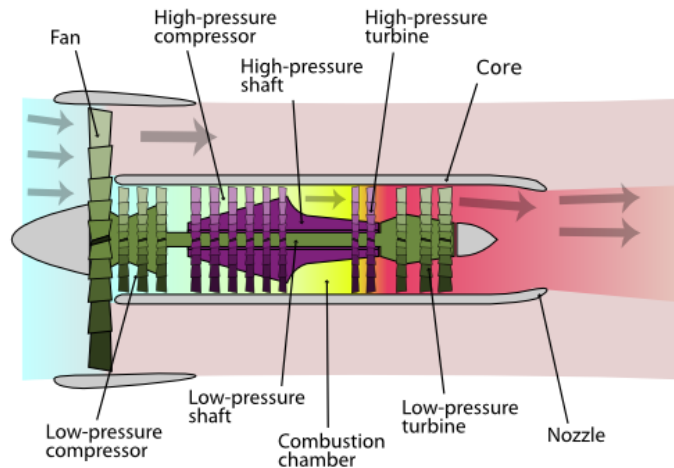


Figura 12 - Motor *Turbofan* [27]

Um motor *turbofan* é constituído por:

- Admissão: local onde o ar é admitido para passagem no motor;
- *Fan*: é equivalente a um hélice confinado pela admissão com maior número de pás;
- Compressor: dividem-se em compressores de alta e baixa pressão;
- Câmara de combustão: onde se acrescenta energia ao escoamento;
- Turbina: dividem-se em turbinas de baixa e alta pressão responsáveis por fornecer energia aos compressores e à *fan*;
- Bocal propulsivo: local de saída do escoamento.

Os componentes rotativos do motor encontram-se interligados por veios mecânicos, tal como referido anteriormente. A turbina da *fan* aciona a *fan*, a turbina de baixa pressão aciona o compressor de baixa pressão e a turbina de alta pressão aciona o compressor de alta pressão.

As vantagens da implementação de motores *turbofan* em aeronaves passam pela redução de ruído e pela poupança de combustível comparativamente aos motores *turbojet*. “Devido à taxa do fluxo de combustível para o núcleo (do motor) variar numa pequena quantidade pela adição da *fan*, o *turbofan* gera mais tração para aproximadamente a mesma quantidade de combustível usado pelo núcleo (do motor). Isto significa que o *turbofan* é bastante eficiente em termos de combustível. [27]”

Devido ao fato de o *fan* estar confinado pela admissão e ser composto por várias pás a sua eficiência a altas velocidades será maior do que a eficiência de um hélice convencional. Por este motivo, os motores *turbofan* são usados em transportes a grandes velocidades ao passo que nos transportes a velocidades mais baixas, se empregam as hélices convencionais.

### 3.3.1 *Turbofan* de baixa razão de *bypass*, mistura de caudais e *afterburner*

Este tipo de motor é maioritariamente usado em aplicações militares. Como referido anteriormente o motor *turbofan* é benéfico para a poupança de combustível. Quanto maior a sua razão de *bypass*, maior a eficiência propulsiva o que se traduz numa redução de consumo de combustível. Contudo, existem aeronaves de alta *performance* capazes de operar eficientemente a velocidades subsónicas e supersónicas, que incorporam este tipo de motor. Conseguem-no usando as propriedades do motor *turbofan* em voo de cruzeiro e quando necessitam de mais tração para realizarem determinada tarefa da sua missão (por exemplo, combate aéreo) contam com o incremento do pós-combustor (*afterburner*).

Neste tipo de motor há a inclusão de um componente após a saída da turbina que resulta na mistura do jato do quente e do jato frio antes da sua saída pelo bocal propulsivo, o misturador. Este componente incorpora melhorias na tração e no consumo específico de tração [28]. É condição deste componente que a pressão estática seja igual entre os dois jatos provenientes do duto de *bypass* e do núcleo do motor.

Para além do misturador, este tipo de motor conta com o *afterburner* quando a aeronave necessita de mais tração. O *afterburner* funciona queimando combustível no duto de escape, adicionando energia ao escoamento misturado anteriormente. O uso do *afterburner* deve ser limitado a pequenos períodos, tais como descolagens ou manobras a altas velocidades, já que implica um aumento do consumo de combustível considerável.

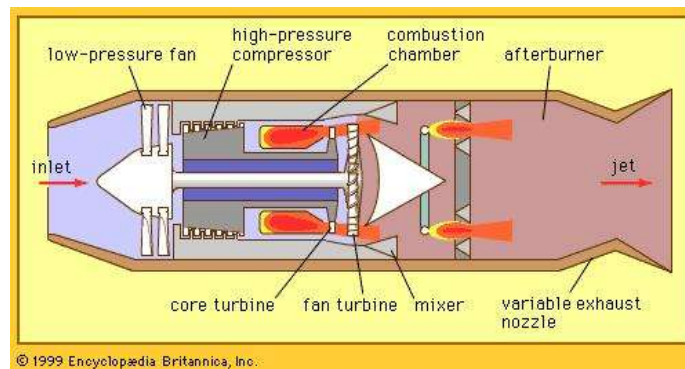


Figura 13 - Motor *Turbofan* com baixa razão de *bypass* e *afterburner* [29]

No entanto, “apesar de os aviões de combate puderem voar muito mais rápido do que a velocidade do som, o ar que entra no motor deve movimentar-se a uma velocidade inferior à do som para maior eficiência. [27]” Assim sendo, cabe à admissão desacelerar o ar que entra nestes motores, abaixo de velocidades supersónicas.

## 4. Procedimento

### 4.1 Requisitos da missão

O motor de uma aeronave exerce grande influência na *performance* da mesma devendo por isso ser adaptado para cada aplicação específica. Quando um comprador pretende adquirir um novo motor de um fabricante, para descrever a *performance* desejada do motor (e consequentemente aeronave), este fá-lo através de um documento com requisitos, tal como o “Request for Proposal” (RFP), ou seja, uma solicitação de proposta. Este documento indica apenas as características ou capacidades finais a serem cumpridas pela aeronave e não como devem ser atingidas. É, portanto, à volta deste documento que o projetista do motor se deve debruçar de forma a obter o resultado desejado, o cumprimento de todos os requisitos solicitados pelo cliente [5].

Assim sendo, foi necessária a definição de um conjunto de especificações necessárias ao projeto do motor deste trabalho. Tendo em conta que o objetivo é desenvolver um motor *turbofan* com pós-combustor e este tipo de motores é maioritariamente utilizado em aplicações militares, definiu-se uma missão com características militares. O RPAS de aplicação deste motor será um MALE-to-HALE com capacidades de combate (UCAV). Esta escolha justifica-se pelo fato de esta missão ser semelhante à dos aviões tripulados de vigilância e combate atualmente existentes.

Reúnem-se na tabela seguinte as especificações para o projeto deste motor:

Tabela 7 - Requisitos da missão do RPAS

Fase da missão	Duração	Altitude	Nº Mach	Tração Requerida	Observações
Cruzeiro	2,6 horas	15 km	0,75	20 KN	<i>Afterburner OFF</i>
Loiter	4 horas	15 km	0,75	20 KN	<i>Afterburner OFF</i>
Combate	7 minutos	5 km	1,3	200 KN	<i>Afterburner ON</i>

Temos então o ponto de partida, pelo qual se dará início ao projeto motor que terá por objetivo o cumprimento dos requisitos apresentados na tabela 7.

## 4.2 Notação de estações

De forma a se poder desenvolver uma rotina de cálculo que nos permita a obtenção dos parâmetros de desempenho do motor, é primeiramente necessário atribuir uma notação às várias estações presentes num motor *turbofan* com mistura de caudais e pós combustor.

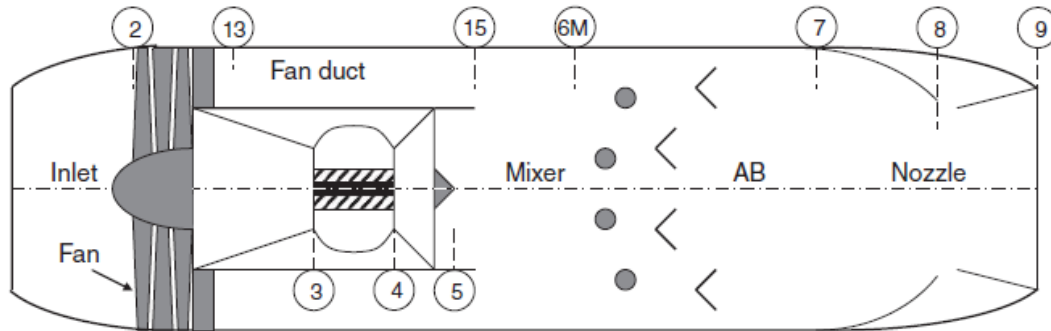


Figura 14 - Notação das estações do motor [30]

A notação usada, será a que se encontra na figura 14. Na tabela 8 estão presentes as notações atribuídas a cada estação do motor, bem como a sua posição ao longo do motor.

Tabela 8 - Notação das estações do motor

Estação	Posição
0	Escoamento livre
2	Entrada na <i>fan</i>
13	Saída da <i>fan</i> para o duto da <i>fan</i>
3	Saída do compressor
4	Entrada na turbina
5	Saída da turbina
15	Saída do duto da <i>fan</i>
6M	Misturador
7	<i>Afterburner</i>
8	Garganta do bocal propulsivo
9	Saída do bocal propulsivo

É através da notação destas estações que se se pode empregar a “marching technique” para a análise do motor. Esta técnica consiste no cálculo das condições de estagnação em cada estação desde a entrada até à saída do motor, o que será útil para o cálculo da *performance* do mesmo.

### 4.3 Considerações

Para a realização deste projeto, foram tidas em conta as seguintes considerações para a realização dos cálculos necessários para a obtenção dos parâmetros de *performance* do motor obtido. Essas considerações são:

- Fluxo uniforme e unidirecional;
- As propriedades do fluido e do escoamento são uniformes em cada estação;
- Os parâmetros atmosféricos correspondem aos valores da atmosfera padrão internacional (ISA);
- As compressões e expansões são politrópicas;
- A admissão e o duto da *fan* são adiabáticos;
- O escoamento sofre perdas por fricção de 1% no duto da *fan*;
- O fluido comporta-se como um gás perfeito.

### 4.4 Metodologia matemática

Para o cálculo da *performance* deste motor foi utilizada a metodologia presente em “Aircraft Propulsion” de Saeed Farokhi, 2014, aplicada a uma rotina de cálculo no *software* MATLAB. Nesta metodologia, o autor aplica a “marching technique” referida anteriormente na qual é necessária a identificação de um conjunto de parâmetros para o início da análise do ciclo no motor. Esses parâmetros estão descritos na tabela 9:

Tabela 9 - Parâmetros necessários para análise do ciclo do motor

	Símbolo	Designação
Condições de voo	$M_0$ ou $V_0$	Nº de Mach ou velocidade
	$T_0$	Temperatura
	$p_0$	Pressão
Admissão	$\pi_d$	Parâmetro da recuperação da pressão total
Fan	$\pi_f$	Razão de pressões da <i>fan</i>
	$e_f$	Eficiência politrópica do <i>fan</i>
Compressor	$\pi_c$	Razão de pressões total do compressor
	$e_c$	Eficiência politrópica do compressor
Câmara de combustão	$\pi_b$	Razão de pressões da c.c.
	$\eta_b$	Eficiência da combustão
	$Q_R$	Poder calorífico do combustível
Turbina	$T_{t4}$	Temperatura de entrada na turbina
	$e_t$	Eficiência politrópica da turbina
	$\eta_m$	Eficiência mecânica do veio
	$M_5$	Nº de Mach à saída da turbina

<b>Misturador</b>	$\pi_{M,f}$	Queda de pressão total no misturador
<b>Afterburner</b>	$\eta_{AB}$	Eficiência do <i>afterburner</i>
	$\pi_{AB-ON}$	Razão de pressões total do <i>afterburner</i>
	$Q_{R,AB}$	Poder calorífico do combustível
	$T_{t7}$	Temperatura máxima
<b>Bocal Propulsivo</b>	$\eta_n$	Eficiência adiabática do bocal propulsivo
	$p_9$	Pressão de saída do bocal propulsivo

Alguns dos parâmetros acima podem ser especificados com base em valores tabelados em elementos bibliográficos. Na tabela 10 estão especificados alguns desses valores:

Tabela 10 - Parâmetros tabelados [19],[5],[20]

Parâmetro	Valor
$\pi_d$	0,96
$e_f$	0,89
$e_c$	0,90
$\pi_b$	0,96
$\eta_b$	0,995
$Q_R$ [kJ/kg]	43 000
$e_t$	0,89
$\eta_m$	0,95
$M_5$	0,5
$\pi_{M,f}$	0,98
$\eta_{AB}$	0,97
$\pi_{AB-ON}$	0,95
$Q_{R,AB}$ [kJ/kg]	43 000
$T_{t4}$ [K]	2000
$T_{t7}$ [K]	2220
$\eta_n$	0,98

De notar que alguns parâmetros, nomeadamente a razão de pressões do *fan* e do compressor, não são especificados porque serão variados de forma a encontrar a melhor *performance* do motor. O mesmo se sucederá com a razão de *bypass*,  $\alpha$ .

São também necessários alguns valores de constantes do ar atmosférico:

Tabela 11 - Constantes para o ar fresco e para a mistura queimada

Constante	Valor
$\gamma_c$	1,40
$\gamma_t$	1,33
$\gamma_{AB}$	1,30

$c_{pc} [J/kgK]$	1004
$c_{pt} [J/kgK]$	1152
$c_{p,AB} [J/kgK]$	1241

Apresentam-se também na tabela 12 as designações de variáveis que não estão presentes nas tabelas 9 a 11, mas que incorporam as expressões de cálculo que irão ser apresentadas:

Tabela 12 - Designação das variáveis utilizadas

Variável	Designação
$p_{tx}$	Pressão de estagnação na estação $x$
$T_{tx}$	Temperatura de estagnação na estação $x$
$\pi_r$	Razão de pressões na estação 0
$a_x$	Velocidade do som na estação $x$
$T_x$	Temperatura estática na estação $x$
$p_x$	Pressão estática na estação $x$
$\tau_\lambda$	Zona limite da entalpia do ciclo
$\tau_c$	Razão de temperatura do compressor
$\tau_r$	Razão de temperaturas na estação 0
$\tau_t$	Razão da temperatura total da turbina
$\tau_f$	Relação das razões de pressão e temperatura da <i>fan</i>
$\alpha$	Razão de <i>Bypass</i>
$\pi_{f,d}$	Queda de pressão no duto da <i>fan</i>
$\pi_t$	Razão de pressões da turbina
$c_{p6M}$	Propriedade do gás misturado
$h_{tx}$	Entalpia total específica na estação $x$
$h_0$	Entalpia específica na estação 0
$f$	Razão combustível-ar
$f_{AB}$	Razão combustível-ar do <i>afterburner</i>
$A_x$	Área transversal da secção $x$
$\gamma_{6M}$	Propriedade do gás misturado
$C_1$	Notação adotada para simplificação
$C_2$	Notação adotada para simplificação
$C$	Relação entre $C_1$ e $C_2$
$V_{9eff}$	velocidade efetiva de escape na estação 9
$p_{t6Mi}$	Pressão total ideal à saída do misturador
$NDST$	Tração específica adimensional
$TSFC$	Consumo de combustível específico de tração
$\eta_{th}$	Eficiência térmica
$\eta_p$	Eficiência propulsiva
$\eta_o$	Eficiência global

O próximo passo na “marching technique” será o cálculo das condições do escoamento a cada estação do motor. De seguida são apresentadas as expressões que permitem o cálculo dessas mesmas condições.

Estação 0:

Apesar de não estar presente no subcapítulo 4.2, a estação 0 corresponde à estação fora do motor, antes da admissão.

$$p_{t0} = p_0 \times \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} \times M_0^2\right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (1)$$

$$\pi_r = \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} \times M_0^2\right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (2)$$

$$T_{t0} = T_0 \times \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} \times M_0^2\right) \quad (3)$$

$$\tau_r = \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} \times M_0^2\right) \quad (4)$$

$$a_0 = \sqrt{(\gamma_c - 1) \times c_{pc} \times T_0} \quad (5)$$

$$V_0 = a_0 \times M_0 \quad (6)$$

Estação 2:

Na estação 2, como a admissão é considerada adiabática então:

$$T_{t2} = T_{t0} \quad (7)$$

$$p_{t2} = p_{t0} \times \pi_d \quad (8)$$

Estação 13:

$$\tau_f = \pi_f^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c \times e_f}} \quad (9)$$

$$p_{t3} = p_{t2} \times \pi_f \quad (10)$$

$$T_{t3} = T_{t2} \times \pi_f^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c \times e_f}} \quad (11)$$

Estação 15:

$$T_{t15} = T_{t13} \quad (12)$$

$$p_{t15} = p_{t13} \times \pi_{fd} \quad (13)$$

Estação 3:

$$\tau_c = \pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c \times e_f}} \quad (14)$$

$$p_{t2} = p_{t3} \times \pi_c \quad (15)$$

$$T_{t3} = T_{t2} \times \tau_c \quad (16)$$

Estação 4:

$$p_{t4} = p_{t3} \times \pi_b \quad (17)$$

$$\tau_\lambda = \frac{c_{pt} \times T_{t4}}{c_{pc} \times T_0} \quad (18)$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \times \tau_c}{\frac{Q_R \times \eta_b}{c_{pc} \times T_0} - \tau_\lambda} \quad (19)$$

Estação 5:

$$p_{t5} = p_{t15} \quad (20)$$

$$\pi_t = \frac{\pi_{fd} \times \pi_f}{\pi_b \times \pi_c} \quad (21)$$

$$\tau_t = \pi_t^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} \times e_t} \quad (22)$$

$$T_5 = \frac{T_{t5}}{\left(1 + \frac{\gamma_t - 1}{2} M_5^2\right)} \quad (23)$$

$$a_5 = \sqrt{(\gamma_t - 1) \times c_{pt} \times T_5} \quad (24)$$

Estação 6M:

$$h_0 = c_{pc} \times T_0 \quad (25)$$

$$h_{t6M} = h_0 \times \frac{(1 + f) \times \tau_t \times \tau_\lambda + \alpha \times \tau_f \times \tau_r}{1 + \alpha + f} \quad (26)$$

$$c_{p6M} = \frac{(1 + f) \times c_{pt} + \alpha \times c_{pc}}{1 + \alpha + f} \quad (27)$$

$$\gamma_{6M} = \frac{(1 + f) \times c_{pt} + \alpha \times c_{pc}}{(1 + f) \times \frac{c_{pt}}{\gamma_t} + \alpha \times \frac{c_{pc}}{\gamma_c}} \quad (28)$$

$$T_{t6M} = \frac{h_{t6M}}{c_{p6M}} \quad (29)$$

$$M_{15}^2 = \frac{2}{\gamma_c - 1} \times \left\{ \left[ \left( 1 + \frac{\gamma_t - 1}{2} \times M_5^2 \right)^{\frac{\gamma_t}{\gamma_c - 1}} \right]^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1 \right\} \quad (30)$$

$$T_{15} = \frac{T_{t15}}{\left( 1 + \frac{\gamma_t - 1}{2} M_{15}^2 \right)} \quad (31)$$

$$p_{15} = \frac{p_{t15}}{\left( 1 + \frac{\gamma_t - 1}{2} * M_0^2 \right)^{\frac{\gamma_t}{\gamma_c - 1}}} \quad (32)$$

$$a_{15} = \sqrt{(\gamma_c - 1) \times c_{pc} \times T_{15}} \quad (33)$$

$$\frac{A_{15}}{A_5} = \frac{\alpha}{1 + f} \times \left( \frac{\gamma_t}{\gamma_c} \right) \times \frac{a_{15}}{a_5} \times \frac{M_5}{M_{15}} \quad (34)$$

$$C_1 = \frac{(1 + \gamma_t \times M_5^2) + \frac{A_{15}}{A_5} \times (1 + \gamma_c \times M_{15}^2)}{1 + \frac{A_{15}}{A_5}} \quad (35)$$

$$C_2 = \left[ \left( \frac{\gamma_t}{\gamma_{6M}} \right) \times \frac{M_5}{a_5} + \left( \frac{\gamma_c}{\gamma_{6M}} \right) \times \frac{M_{15} \times \frac{A_{15}}{A_5}}{a_{15}} \right] \times \frac{\sqrt{(\gamma_{6M} - 1) \times c_{p6M} \times T_{t6M}}}{1 + \frac{A_{15}}{A_5}} \quad (36)$$

$$C = \left( \frac{C_1}{C_2} \right)^2 \quad (37)$$

$$M_{6M}^2 = \frac{C - 2 \times \gamma_{6M} - \sqrt{(C - 1)^2 - 4 \times \left[ \gamma_{6M}^2 - \frac{C \times (\gamma_{6M} - 1)}{2} \right]}}{2 \times \gamma_{6M}^2 - C \times (\gamma_{6M} - 1)} \quad (38)$$

$$p_{6M} = \frac{C_1}{1 + \gamma_{6M} \times M_{6M}^2} \times p_5 \quad (39)$$

$$p_{t6Mi} = p_{6M} \times \left( 1 + \frac{\gamma_{6M} - 1}{2} * M_{6M}^2 \right)^{\frac{\gamma_{6M}}{\gamma_{6M} - 1}} \quad (40)$$

$$p_{t6M} = p_{t6Mi} \times \pi_{M,f} \quad (41)$$

Estação 7:

$$p_{t7} = p_{t6M} \times \pi_{AB-ON} \quad (42)$$

$$h_{t7} = c_{p,AB} \times T_{t7} \quad (43)$$

$$f_{AB} = \frac{h_{t7} - h_{t6M}}{Q_{R,AB} \times \eta_{AB} - h_{t7}} \quad (44)$$

Estação 9:

$$p_{t9} = p_{t7} \times \pi_n \quad (45)$$

$$T_{t9} = T_{t7} \quad (46)$$

$$M_9^2 = \frac{2}{\gamma_{AB} - 1} \times \left[ \left( \frac{p_{t9}}{p_9} \right)^{\frac{\gamma_{AB} - 1}{\gamma_{AB}}} - 1 \right] \quad (47)$$

$$T_9 = \frac{T_{t9}}{\left( 1 + \frac{\gamma_{AB} - 1}{2} M_9^2 \right)} \quad (48)$$

$$a_9^2 = \sqrt{(\gamma_{AB} - 1) \times c_{p,AB} \times T_9} \quad (49)$$

$$V_9 = M_9 \times a_9 \quad (50)$$

$$V_{9eff} = V_9 + \frac{a_9^2 \times \left(1 - \frac{p_0}{p_9}\right)}{\gamma_{AB} \times V_9} \quad (51)$$

$$NDST = \left(\frac{1 + \alpha + f + f_{AB}}{1 + \alpha}\right) \times \frac{V_{9eff}}{a_0} - M_0 \quad (52)$$

$$TSFC = \frac{(f + f_{AB})}{(1 + \alpha) \times a_0} \times 10^6 \quad (53)$$

$$\eta_{th} = \frac{(1 + \alpha + f + f_{AB}) \times V_{9eff}^2 - (1 + \alpha) \times V_0^2}{2 \times (f \times Q_R + f_{AB} \times Q_{R,AB})} \quad (54)$$

$$\eta_p = \frac{2 \times V_0 \times a_0 \times NDST}{\left(\frac{\alpha}{1 + \alpha} + \frac{1 + f}{1 + \alpha} + f_{AB} + \frac{f_{AB} \times f}{1 + \alpha}\right) \times V_{9eff}^2 - V_0^2} \quad (55)$$

$$\eta_o = \eta_{th} \times \eta_p \quad (56)$$

As equações anteriores foram implementadas no *software* MATLAB, obtendo-se assim uma rotina de cálculo de onde é possível retirar parâmetros de desempenho, nomeadamente o *NDST* o *TSFC* e as eficiências térmica, propulsiva e global, para determinada altitude e condições de voo.

De seguida, recorre-se aos dados de outros motores para se puder iniciar o estudo dos parâmetros do motor a serem variados (ver tabela 13). Desta forma e através de métodos de interpolação tentam-se alcançar parâmetros que melhor desempenhem a missão requerida, ou seja, um motor que possua a tração requerida em qualquer fase de voo e que tenha o menor

consumo de combustível na realização da missão. Considera-se para efeitos de simplificação que a razão de pressões do compressor é a subtração da razão de pressões global com a razão de pressões do *fan*.

Tabela 13 - Parâmetros de motores *turbofan* com mistura de caudais e *afterburner* (estático e ao nível do mar) [31]

Motor	Fabricante	Aeronave	RB	RPG	RPF	RPC	Fluxo de ar [kg/s]
F100-PW-229	P&W	F-15 E/I/S	0,36	32,4	3,8	28,6	112,5
EJ200 Mk.100	EuroJet Turbo	Typhoon	0,4	25	4,2	20,8	73,9
D-30F6	Soloviev	MiG-31 'Foxhound-A', S-37 'Berkut'	0,57	21,5	3	18,5	150,1
F110-GE-100	GE	F-16C/D	0,87	30,4	2,98	27,42	115,2
TF30-PW-100	P&W	F-111F	0,73	21,8	2,43	19,37	117,9
Spey RB.168-25R RSp.2 Mk.201	RR	Phantom FG.1 (F-4K)	0,7	20,1	2,7	17,4	95,3

Com estes dados e após uma análise da média destes valores, decidiu-se estabelecer os seguintes parâmetros para as duas fases de voo principais na missão do RPAS. Esses parâmetros são apresentados na tabela 14.

Tabela 14 - Valores atribuídos aos parâmetros das duas fases da missão

Condições de projeto	H = 15 km	H = 5 km
	M = 0,75	M = 1,3
RB	1	0,6
RPF	4	3,2
RPC	30	22

Após esta definição de valores para as duas fases distintas da missão procedeu-se uma primeira interpolação usando a expressão seguinte, que com recurso a um valor de interpolação  $\beta$ , nos permite saber qualquer ponto na reta compreendida entre dois valores  $p_1$  e  $p_2$  [32]:

$$d = \beta \times p_1 + (1 - \beta) \times p_2 \quad (57)$$

Note-se que  $p_1$  corresponde à fase de cruzeiro (onde  $H=15$  km)  $p_2$  corresponde à fase de combate (ou  $H=5$  km). Estabelecendo valores para  $\beta$  ficamos com a tabela 15:

Para o cálculo da massa de combustível necessário para a missão utilizar-se-á a seguinte expressão:

$$m_{combustível} = TSFC \times t \times T_{requerida} \quad (58)$$

onde  $t$  é o tempo em segundos da fase da missão e  $T_{requerida}$  a tração que se requer em cada fase da missão. A massa total de combustível será a soma das massas de combustível de cada fase da missão.

O cálculo da tração é feito com base no TSFC e com base no caudal de combustível. Para tal definem-se as seguintes expressões:

$$f = \frac{\dot{m}_{combustível}}{\dot{m}_{ar}} \quad (59)$$

$$TSFC = \frac{\dot{m}_{combustível}}{T_{net}} \quad (60)$$

$T_{net}$  corresponde à tração total do motor menos a resistência ao avanço existente devido ao momento do ar que chega ao motor. Reorganizando a equação (60) incluindo nesta a equação (59) ficamos com:

$$T_{net} = \frac{f \times \dot{m}_{ar}}{TSFC} \quad (61)$$

Posteriormente, e já com toda a informação do motor, pode proceder-se às estimativas físicas do motor. Nesta parte estimar-se-ão a área frontal e a massa seca do motor (motor vazio e sem qualquer tipo de fluido no seu interior).

Para se estimar a área frontal, usar-se-ão as condições da estação 2, já que esta se situa logo após a admissão. Da equação da continuidade vem que:

$$A = \frac{\dot{m}}{\rho \times V} \quad (62)$$

A lei dos gases ideais:

$$P = \rho \times R \times T \quad (63)$$

A velocidade do som é expressa por:

$$a^2 = \gamma_c \times R \times T \quad (64)$$

Substituindo as equações anteriores na equação (59) e usando a definição do nº de Mach obtém-se:

$$A = \sqrt{\frac{R}{\gamma_c}} \times \frac{\dot{m} \times \sqrt{T}}{P \times M} \quad (65)$$

Incluindo as equações (23) e (32), aplicadas à estação 2 (mudando apenas o subscrito e substituindo  $\gamma_t$  por  $\gamma_c$ ), na equação anterior e substituindo alguns valores da atmosfera padrão ficamos com:

$$A = 14,32 \times \frac{\dot{m} \times \sqrt{T_{t2}} \times (1 + 0,2 \times M^2)^3}{p_{t2} \times M} \quad (66)$$

Para se estimar o peso do motor a seco, utilizar-se-á a seguinte expressão [33]:

$$m_{estimado} = \frac{10 \times RPG^{0,25} \times \dot{m}}{1 + RB} + 0,12 \times \frac{T_{máxima}}{g} \times \left( 1 - \frac{1}{\sqrt{1 + 0,75 \times RB}} \right) \quad (67)$$

convertida para unidades do sistema métrico.  $T_{máxima}$  corresponde à tração máxima com o *afterburner* ligado.

## 5. Resultados

Depois da interpolação realizada e apresentada na tabela 15, procedeu-se à utilização da rotina de cálculo para a análise dos parâmetros de desempenho obtidos para cada valor de  $\beta$ . A análise foi realizada considerando a presença e a ausência do pós-combustor, ou seja, com o *afterburner* desligado e posteriormente com o *afterburner* ligado. Os parâmetros obtidos encontram-se nas tabelas 16 e 17:

Tabela 15 - Valores interpolados para várias possibilidades de motores

Caso	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Parâmetros	Valores interpolados para diferentes valores de $\beta$								
$\beta$	0,7	0,65	0,6	0,55	0,5	0,45	0,4	0,35	0,30
Altitude	12000	11500	11000	10500	10000	9500	9000	8500	8000
Nº. Mach	0,915	0,9425	0,97	0,9975	1,025	1,0525	1,08	1,1075	1,135
RPF	3,76	3,72	3,68	3,64	3,6	3,56	3,52	3,48	3,44
RB	0,88	0,86	0,84	0,82	0,8	0,78	0,76	0,74	0,72
RPC	27,6	27,2	26,8	26,4	26	25,6	25,2	24,8	24,4

Tabela 16 - Valores dos parâmetros de desempenho para os motores iterados (*afterburner* OFF)

Caso	$TSFC$ [mg/s/N]	$NDST$	$\eta_{th}$	$\eta_p$	$\eta_o$	$f$	$T$ [N]
1	35,4071	1,9823	0,3486	0,4896	0,1706	0,0389	121950,1173
2	36,0515	1,9641	0,3458	0,4993	0,1726	0,0389	119770,3286
3	36,6774	1,9469	0,3435	0,5086	0,1747	0,0388	117423,8087
4	37,1204	1,9133	0,3441	0,5199	0,1789	0,0384	114826,3489
5	37,5442	1,8808	0,345	0,5308	0,1832	0,0381	112643,2312
6	37,9603	1,8502	0,3461	0,5414	0,1874	0,0377	110238,8548
7	38,3637	1,8211	0,3475	0,5517	0,1917	0,0373	107922,3328
8	38,7495	1,7926	0,3491	0,5617	0,1961	0,037	105988,4644
9	39,1295	1,7658	0,3508	0,5713	0,2004	0,0366	103824,4803

Tabela 17 - Valores dos parâmetros de desempenho para os motores iterados (afterburner ON)

Caso	$TSFC$ [mg/s/N]	$NDST$	$\eta_{th}$	$\eta_p$	$\eta_o$	$f + f_{AB}$	$T$ [N]
1	40,65019012	3,71037782	0,4468	0,3382	0,1511	0,0836	228279,3751
2	41,31173181	3,678014789	0,4412	0,3472	0,1532	0,0834	224086,4664
3	41,95058176	3,647628754	0,4363	0,3561	0,1554	0,0831	219880,145
4	42,49649419	3,586651366	0,4333	0,3668	0,1589	0,0824	215227,1658
5	43,02201626	3,527957816	0,4308	0,3774	0,1626	0,0819	211308,088
6	43,53336401	3,473333847	0,4287	0,3877	0,1662	0,0812	207041,2018
7	44,02957945	3,42142099	0,4269	0,3979	0,1699	0,0805	202943,1149
8	44,50966603	3,370970566	0,4255	0,408	0,1736	0,0799	199257,842
9	44,97988284	3,323725042	0,4244	0,4178	0,1773	0,0792	195447,3744

Após uma breve análise a esta tabela, conclui-se que apenas os casos de 1 a 7 seriam possíveis de ser aplicados, já que os casos 8 e 9 não cumprem o requisito de tração para a fase da missão em que o *afterburner* é acionado. Assim sendo, seleciona-se o caso 7 para otimização uma vez que para os dois modos é o que apresenta melhor eficiência global, apesar de haver uma ligeira penalização no consumo específico de tração.

Seguidamente, realizaram-se mais dois processos de interpolação para aferir melhores soluções do que a apresentada anteriormente. Na segunda interpolação (ver tabela 18) diminuiu-se o limite inferior imposto para a razão de *Bypass* e para a razão de pressões da *fan*. A razão de pressões do compressor foi praticamente mantida nos mesmo valores.

Tabela 18 - Valores interpolados para várias possibilidades de motores (segunda interpolação)

Caso	1.2	2.2	3.2	4.2	5.2	6.2	7.2	8.2	9.2
Parâmetros	Valores interpolados para diferentes valores de $\beta$								
$\beta$	0,7	0,65	0,6	0,55	0,5	0,45	0,4	0,35	0,30
Altitude	12000	11500	11000	10500	10000	9500	9000	8500	8000
Nº. Mach	0,915	0,9425	0,97	0,9975	1,025	1,0525	1,08	1,1075	1,135
RPF	3,4	3,3	3,2	3,1	3	2,9	2,8	2,7	2,6
RB	0,76	0,72	0,68	0,64	0,6	0,56	0,52	0,48	0,44
RPC	24,4	24,8	25,2	25,6	26	26,4	26,8	27,2	27,6

Analisados estes casos recorrendo à rotina de cálculo, obteve-se à semelhança dos casos anteriores as tabelas 19 e 20, com os parâmetros de desempenho para cada caso:

Tabela 19 - Valores dos parâmetros de desempenho para os motores iterados (afterburner OFF)

Caso	$TSFC$ [mg/s/N]	$NDST$	$\eta_{th}$	$\eta_p$	$\eta_o$	$f$	$T$ [N]
1.2	36,94398905	2,065357261	0,3409	0,4795	0,1634	0,0396	119030,19
2.2	38,01950911	2,04107525	0,3341	0,4898	0,1636	0,0394	114957,35
3.2	39,13417142	2,016539011	0,3274	0,4999	0,1637	0,0391	110959,73
4.2	40,13188861	1,973161608	0,323	0,5122	0,1654	0,0386	106767,16
5.2	41,16481231	1,929752715	0,3185	0,5244	0,1671	0,0381	102632,72
6.2	42,24533247	1,887540929	0,314	0,5364	0,1684	0,0375	98576,844
7.2	43,36964328	1,845933915	0,3094	0,5482	0,1696	0,037	94593,232
8.2	44,532896	1,804386295	0,3049	0,5599	0,1707	0,0364	90675,305
9.2	45,74743252	1,764124757	0,3003	0,5713	0,1716	0,0358	86846,349

Tabela 20 -Valores dos parâmetros de desempenho para os motores iterados (afterburner ON)

Caso	$TSFC$ [mg/s/N]	$NDST$	$\eta_{th}$	$\eta_p$	$\eta_o$	$f + f_{AB}$	$T$ [N]
1.2	41,95892919	3,825269744	0,4406	0,333	0,1467	0,0833	220457,06
2.2	43,03024747	3,799138792	0,4314	0,3418	0,1474	0,0829	213974,93
3.2	44,13794678	3,772552048	0,4224	0,3506	0,1481	0,0825	207584,06
4.2	45,21760065	3,711814789	0,4145	0,3614	0,1498	0,0818	200845,14
5.2	46,33284597	3,651675111	0,4068	0,3723	0,1515	0,0811	194212,11
6.2	47,48856582	3,594435506	0,3992	0,3831	0,1529	0,0803	187719,43
7.2	49,6599927	3,542775567	0,3838	0,3944	0,1514	0,0791	176768,83
8.2	49,91177073	3,484825148	0,3844	0,4046	0,1555	0,0787	175121,92
9.2	51,17914437	3,433897908	0,3773	0,4151	0,1566	0,0779	169047,85

Observa-se pelos parâmetros de desempenho desta interpolação que o caso que cumpre os requisitos da missão é o caso 4.2. Contudo, comparativamente ao caso 7 da interpolação anterior, observa-se um decréscimo na eficiência global tanto para ambos os casos do *afterburner*, um aumento geral do consumo de combustível específico de tração e um ligeiro aumento da tração específica adimensional.

Realizando a terceira interpolação, onde se reduziu o limite inferior da razão de pressões do compressor (ver tabela 21) obteve-se as tabelas 22 e 23:

Tabela 21-Valores interpolados para várias possibilidades de motores (terceira interpolação)

Caso	1.3	2.3	3.3	4.3	5.3	6.3	7.3	8.3	9.3
<b>Parâmetros</b>	<b>Valores interpolados para diferentes valores de <math>\beta</math></b>								
$\beta$	0,7	0,65	0,6	0,55	0,5	0,45	0,4	0,35	0,30
Altitude	12000	11500	11000	10500	10000	9500	9000	8500	8000
Nº. Mach	0,915	0,9425	0,97	0,9975	1,025	1,0525	1,08	1,1075	1,135
RPF	3,4	3,3	3,2	3,1	3	2,9	2,8	2,7	2,6
RB	0,76	0,72	0,68	0,64	0,6	0,56	0,52	0,48	0,44
RPC	16	17	18	19	20	21	22	23	24

Realizando as corridas de cálculo necessárias obtiveram-se:

Tabela 22 - Valores dos parâmetros de desempenho para os motores iterados (afterburner OFF)

Caso	$TSFC$ [mg/s/N]	$NDST$	$\eta_{th}$	$\eta_p$	$\eta_o$	$f$	$T$ [N]
1.3	36,67384937	2,1944786	0,3534	0,4649	0,1643	0,0418	126471,69
2.3	37,78524284	2,1570897	0,3449	0,4764	0,1643	0,0414	121491,51
3.3	38,93323284	2,1203595	0,3367	0,4878	0,1642	0,0409	116672,43
4.3	39,99251391	2,0648765	0,5013	0,5013	0,1657	0,0403	111729,82
5.3	41,08069953	2,0102519	0,3248	0,5146	0,1671	0,0396	106914,02
6.3	42,20826784	1,9576458	0,3191	0,5276	0,1684	0,0389	102238,07
7.3	43,37236454	1,9063467	0,3134	0,5405	0,1694	0,0382	97689,03
8.3	44,56867445	1,8557141	0,308	0,5532	0,1704	0,0374	93254,669
9.3	45,80762185	1,8069294	0,3026	0,5657	0,1712	0,0367	88953,584

Tabela 23 - Valores dos parâmetros de desempenho para os motores iterados (afterburner ON)

Caso	$TSFC$ [mg/s/N]	$NDST$	$\eta_{th}$	$\eta_p$	$\eta_o$	$f + f_{AB}$	$T$ [N]
1.3	41,89782743	3,8299065	0,4416	0,333	0,1471	0,0833	220724,29
2.3	42,98981089	3,8031016	0,4321	0,3418	0,1477	0,083	214198,12
3.3	44,11497726	3,7759334	0,4228	0,3506	0,1482	0,0826	207770,11
4.3	45,22130301	3,7147096	0,4147	0,3615	0,1499	0,0819	201001,77
5.3	46,35879293	3,6541588	0,4067	0,3724	0,1515	0,0812	194344,2
6.3	47,53177619	3,5965669	0,3989	0,3832	0,1529	0,0804	187830,74
7.3	49,70243258	3,5444311	0,3836	0,3944	0,1513	0,0792	176851,43

8.3	49,97659758	3,4863805	0,384	0,4046	0,1554	0,0789	175200,08
9.3	50,22405122	3,4315683	0,3847	0,4146	0,1595	0,0786	173625,75

Nesta interpolação o caso a selecionar seria o caso 4.3 pelas razões já referidas anteriormente. Contudo, voltando a comparar com o caso 7 da primeira interpolação, o caso 4.3 possui uma eficiência global mais baixa apresentando um TSFC e NDST ligeiramente mais elevados. Assim sendo será selecionado o caso 7, como caso a ser otimizado para a obtenção dos parâmetros do motor final.

Para facilitar a otimização deste motor, foi escolhido um ponto intermédio de condições de voo. Esse ponto intermédio corresponde à operação a uma altitude de 9000 metros ( $H = 9 \text{ km}$ ) e a uma velocidade de voo corresponde a um número de Mach de 1,08 ( $M = 1,08$ ).

Definido este ponto intermédio de operação, é altura de proceder-se à primeira otimização dos parâmetros do motor. O primeiro parâmetro a ser otimizado foi a razão de pressões do compressor (RPC). Para a otimização realizou-se um ciclo com a rotina de cálculo construída anteriormente, onde se fez variar o parâmetro em questão. Dessa variação resultam os seguintes gráficos apresentados nas figuras 15 e 16.

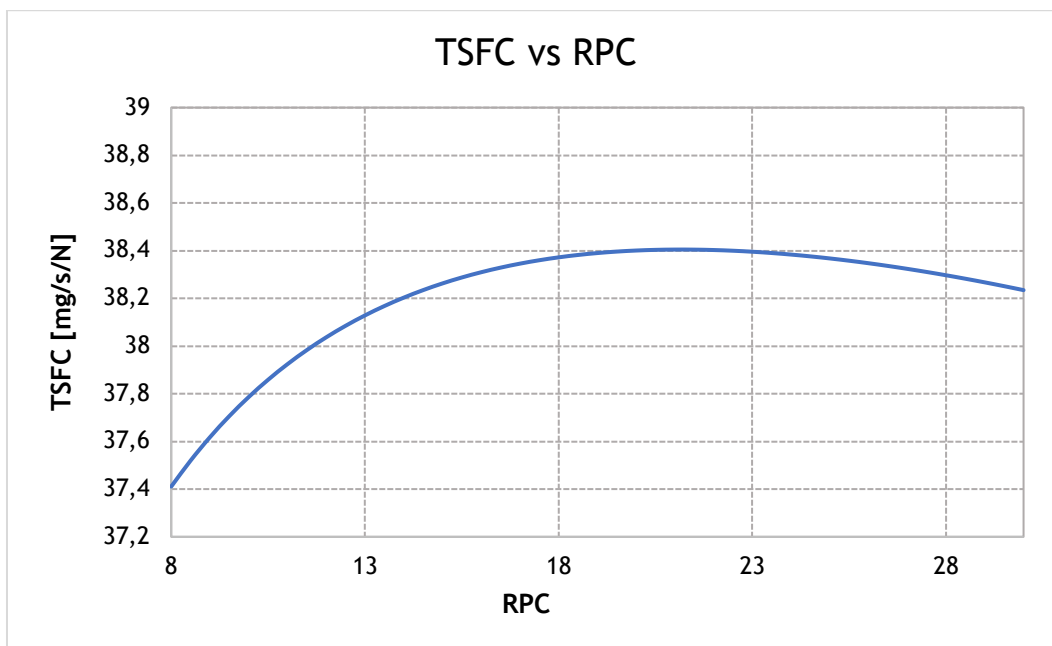


Figura 15 - Gráfico do consumo específico de tração com a variação da razão de pressões do compressor *sem afterburner*

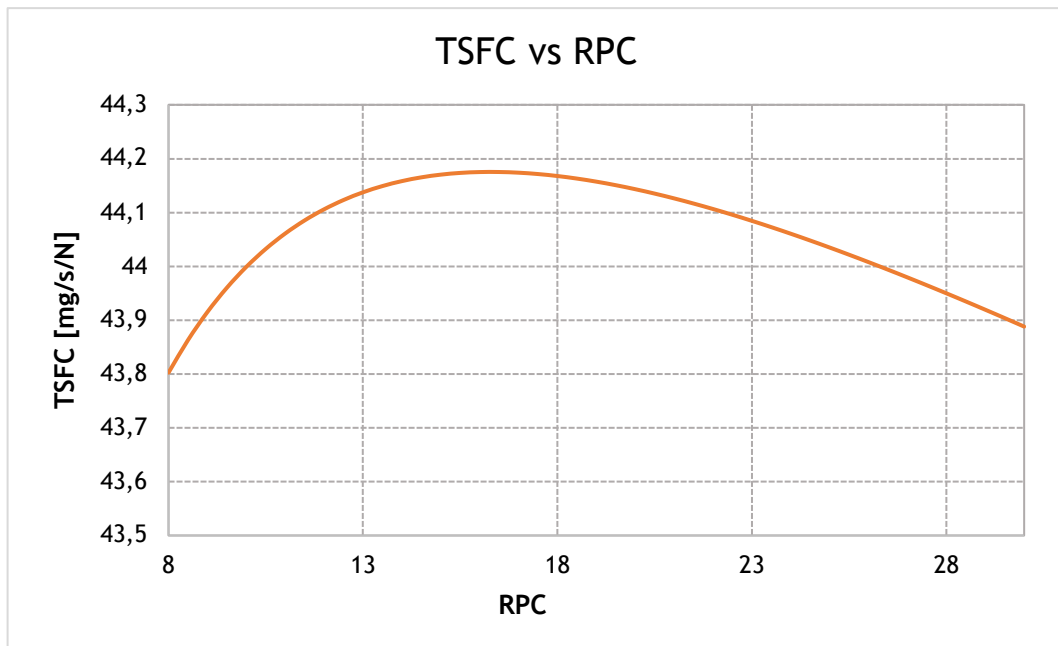


Figura 16 - Gráfico do consumo específico de tração com a variação da razão de pressões do compressor *com afterburner*

Das figuras 15 e 16 podemos observar o comportamento do TSFC com a variação da razão de pressões. Será então justificável selecionar para parâmetro de motor, um valor de RPC que corresponda a um baixo TSFC. Existem duas ocorrências de baixo TSFC nos gráficos anteriores. Uma para o limite inferior (RPC = 8) e outra para o limite superior (RPC = 30). Apesar de o valor para RPC = 8 possuir um TSFC mais baixo, notou-se da última interpolação efetuada que a escolha deste valor levaria a eficiências globais mais baixas, pelo que, se selecionará uma RPC de 30 para as otimizações restantes. Este parâmetro é fixado por existir uma tendência histórica no aumento da razão de pressões global e até mesmo na razão de pressão do compressor [34].

Fixado este parâmetro, podemos proceder à otimização da razão de *bypass*. Usando de novo o ciclo criado com a rotina de cálculo obtemos os gráficos da figura 17 e 18:

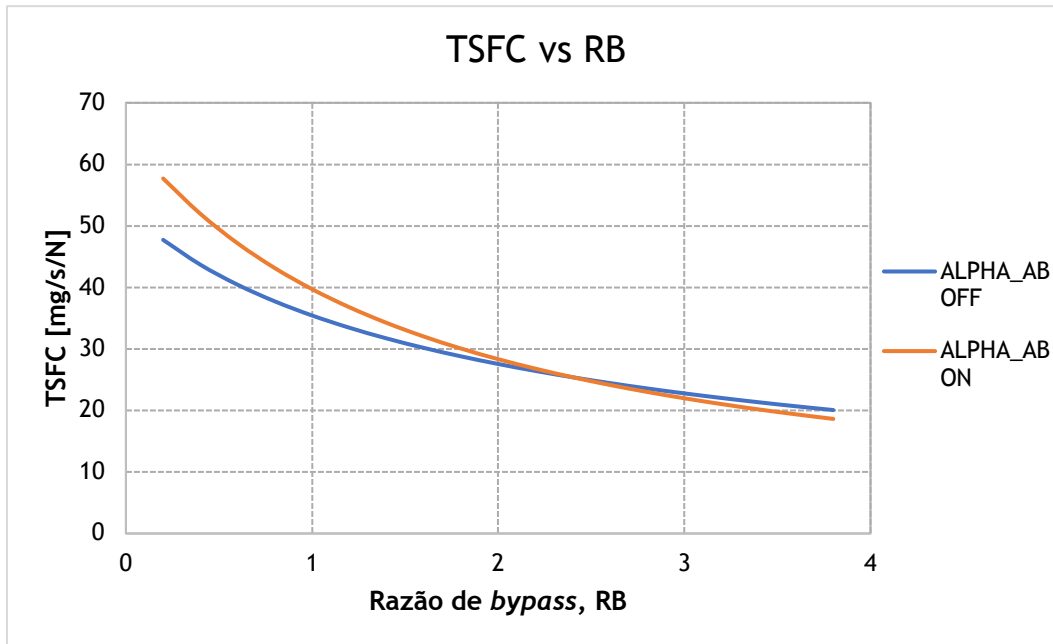


Figura 17 - Variação de TSFC com a razão de *bypass*

Como seria de esperar, existe uma redução de TSFC com o aumento da razão de *bypass*, tal como referido no subcapítulo 3.3.1. Contudo, este aumento leva também a uma diminuição da tração específica como se pode observar na figura 18. Essa diminuição é também mais acentuada quando não há a introdução de pós-combustão (ABOFF). Visto que o objetivo é o projeto de um motor *turbofan* com baixa razão de *bypass*, torna-se necessário definir também um limite até ao qual pudemos aumentar este parâmetro. Segundo valores tabelados [5], estabelece-se de momento um limite de  $RB = 1$ . Mesmo assim manter-se-á este parâmetro com o valor do caso 7 nesta otimização de modo a nos situarmos abaixo do limite tabelado.

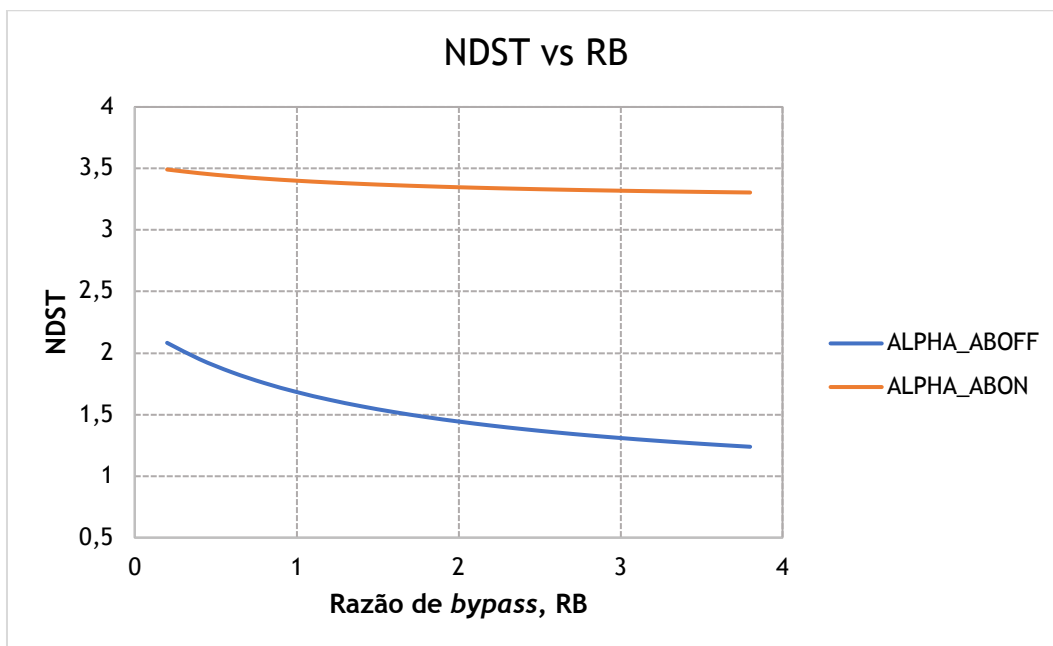


Figura 18 - Variação de NDST com a razão de *bypass*

De seguida, variou-se a razão de pressões da *fan* de modo a observar-se se a variação deste valor poderia melhorar os parâmetros de desempenho do motor (ver figura 19).

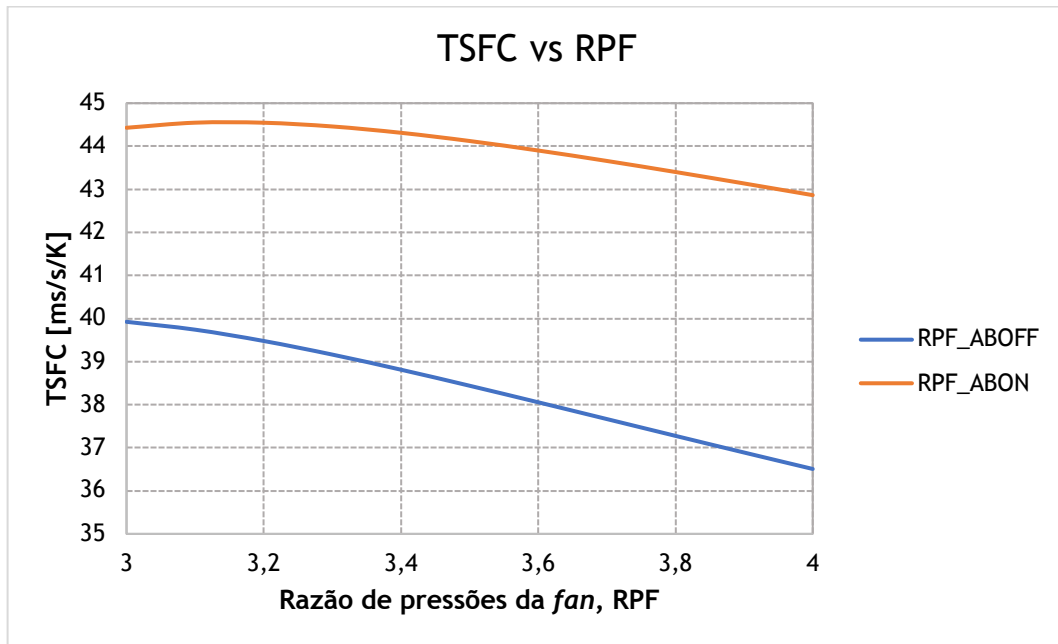


Figura 19 - Variação de TSFC com a RPF

A melhoria acontece com o aumento da razão de pressões da *fan*. Tal fato é esperado já que a razão de pressões da fan contribui para o aumento da razão de pressões global. Assim sendo define-se o valor da RPF = 4.

Falta apenas ver qual será a *performance* do motor com estes parâmetros com a variação da temperatura de entrada na turbina, definida como  $T_{t4}$  à qual se denominará doravante TET (ver figura 20).

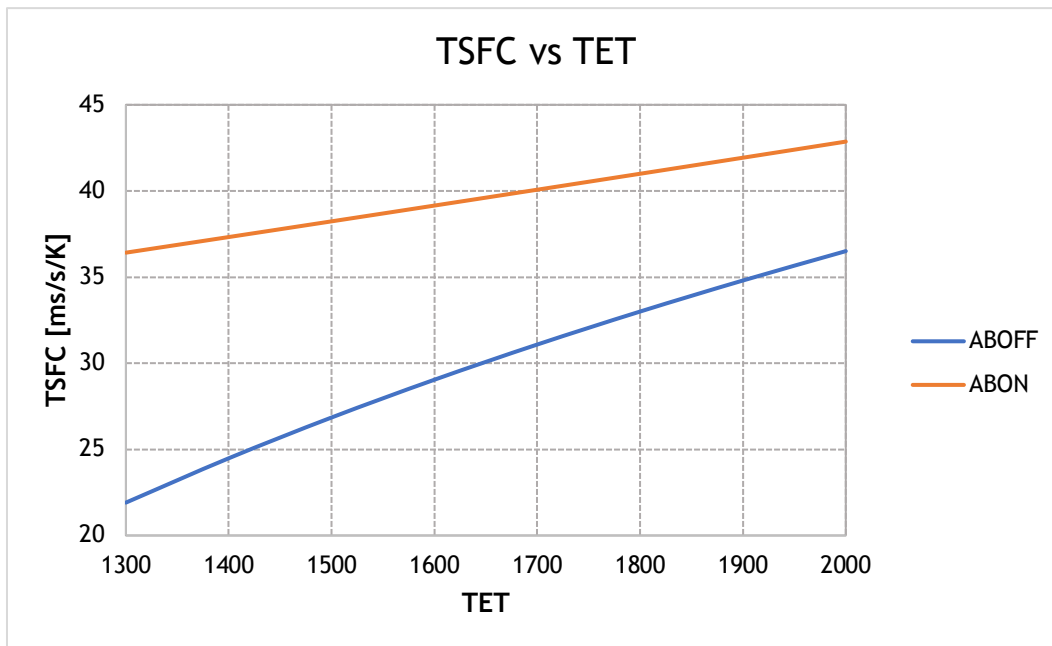


Figura 20 - Variação de TSFC com a TET

Como se pode observar, a redução da temperatura de entrada na turbina tem como consequência a diminuição do TSFC e conseqüentemente um aumento na eficiência global. Este fato dita que  $TET = 1300\text{ K}$ , para este conjunto de parâmetros.

Segunda Otimização:

Na seguinte otimização, voltou-se a pegar nos parâmetros definidos no caso 7, com a exceção da RPC que foi definida como  $RPF = 30$  anteriormente (ver figuras 21 a 23).

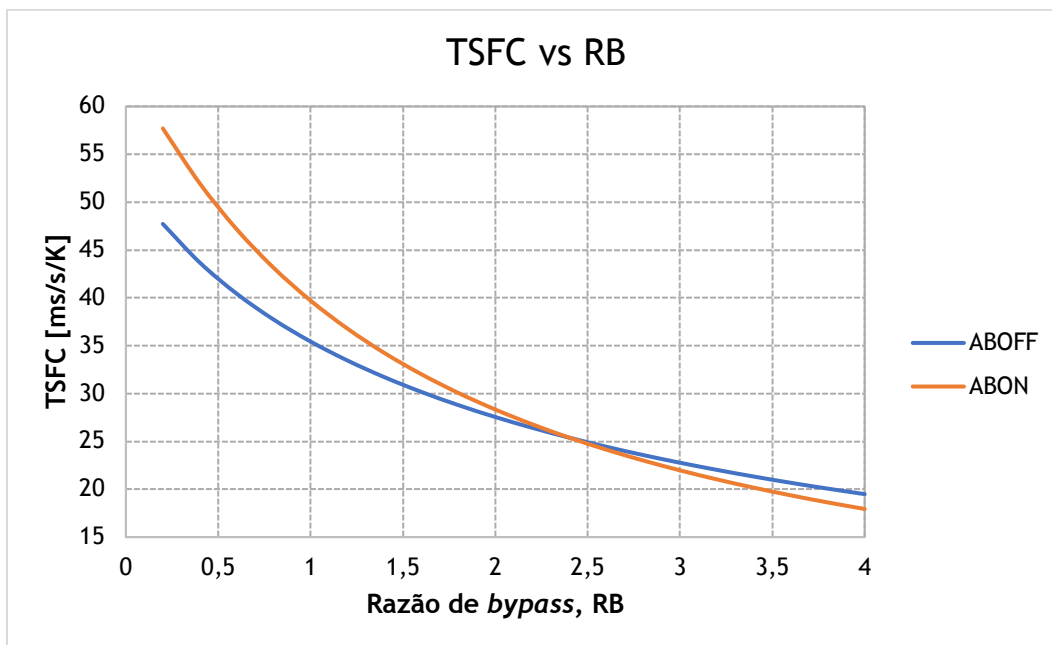


Figura 21 - Variação de TSFC com RB (otimização 2)

É perceptível que uma diferença de  $RPC = 25,2$  para  $RPC = 30$ , não tem grande influência na variação da razão de bypass. Por isso, como anteriormente ficamos abaixo do limite tabelado, desta vez estabeleceremos uma RB no limite tabelado, ou seja,  $RB = 1$ .

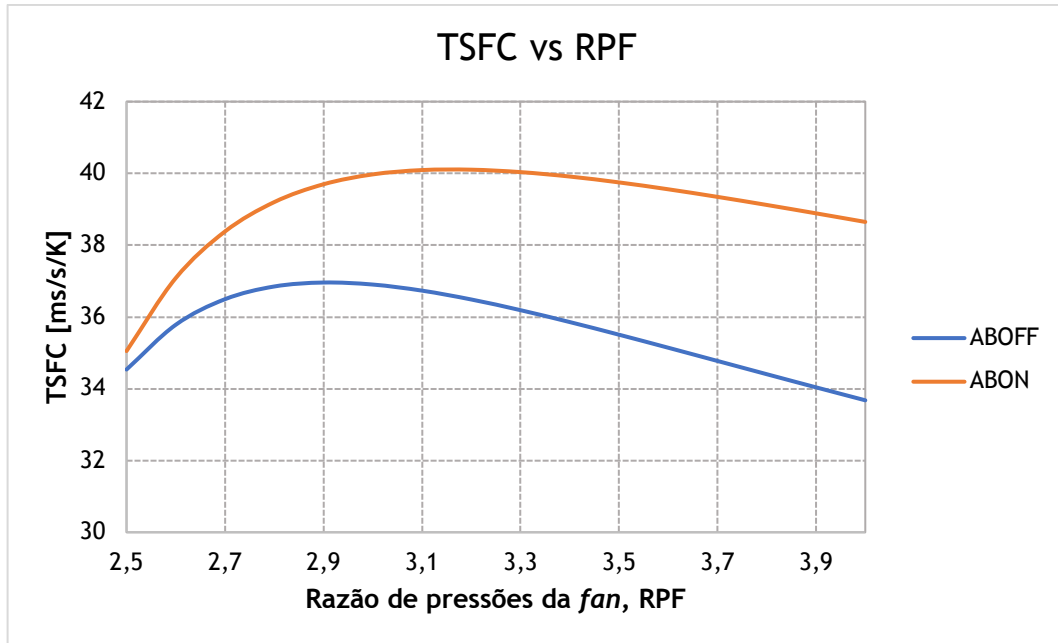


Figura 22 - Variação de TSFC com RPF (otimização 2)

Este gráfico vem corroborar o gráfico do mesmo tipo na primeira otimização. Assim sendo,  $RPF = 4$ , no resto da otimização.

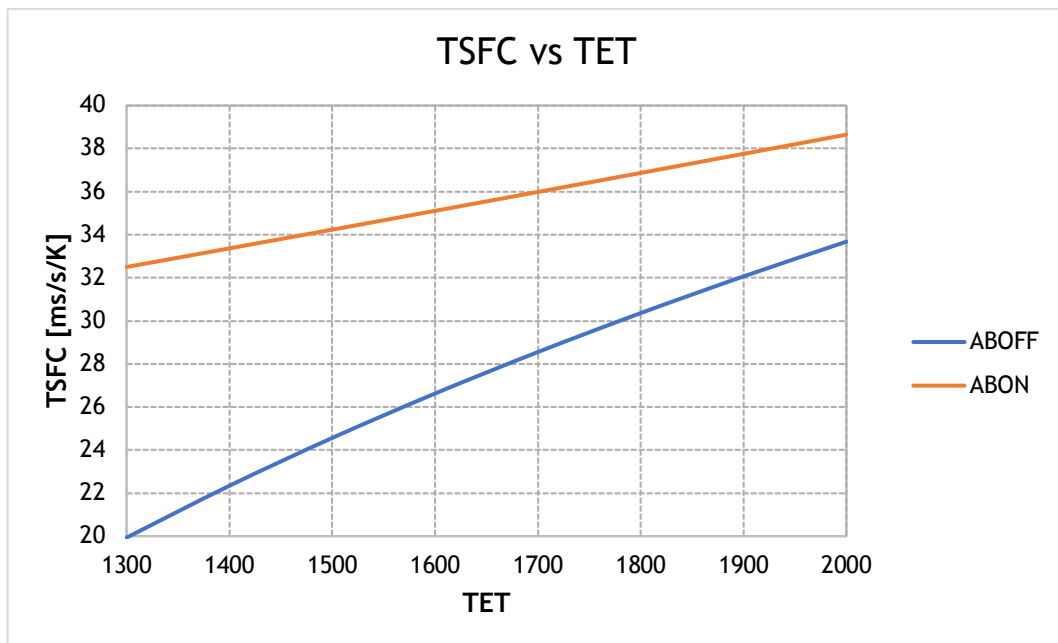


Figura 23 - Variação de TSFC com TET (otimização 2)

Mais uma vez, uma diminuição da temperatura de entrada na turbina contribui significativamente para a diminuição do TSFC. Em comparação com o gráfico homólogo da primeira otimização é também possível observar que os valores de TSFC se encontram mais baixos nesta segunda otimização. Esta diminuição pode ser explicada pelo aumento da razão de *bypass*.

#### Terceira otimização:

Partindo novamente dos parâmetros do caso 7 à exceção da RPC e do valor da RB, nesta otimização o valor da RB ultrapassou os limites tabelados e foi assumida uma maior razão de *bypass*. Esta decisão justifica-se com o fato de terem sido encontradas razões de *bypass* igualmente superiores às tabeladas em motores *turbofan* com *afterburner* [31] de aviões com missões semelhantes à missão deste RPAS. Assim sendo definiu-se uma RB = 1,4. Com esta definição obtiveram-se os gráficos das figuras 24 e 25.

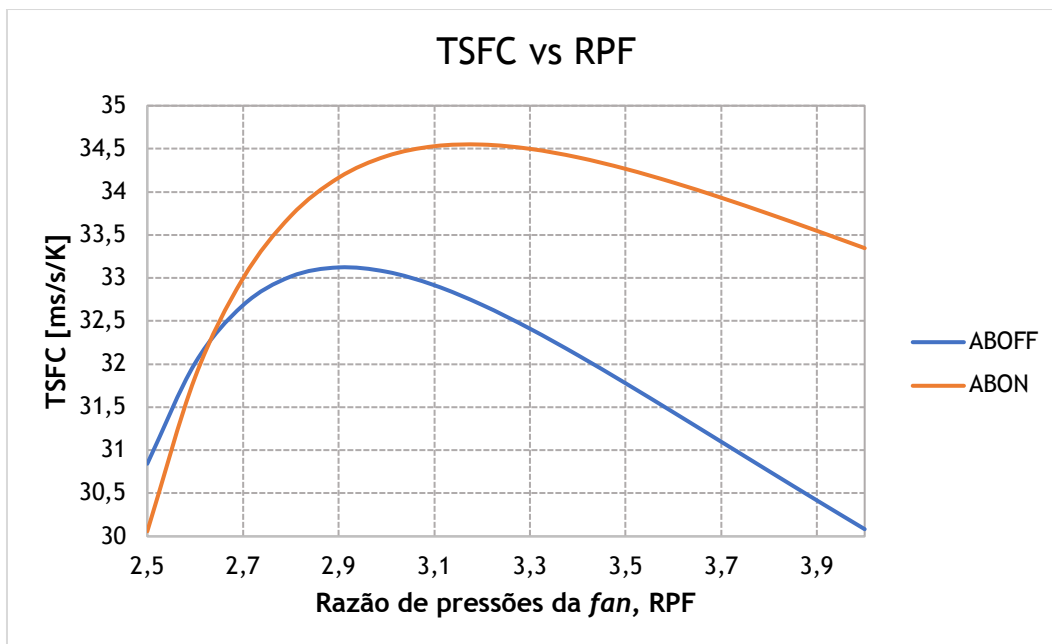


Figura 24 - Variação de TSFC com RPF (otimização 3)

Tal como seria de esperar, os valores de TSFC diminuíram com o aumento da razão de *bypass*. Há também valores de TSFC mais baixos para a utilização do *afterburner* a razões de pressão da *fan* mais baixas o que seria de esperar, já que a razão de pressões do *fan* ótima, diminui com o aumento da razão de *bypass*.

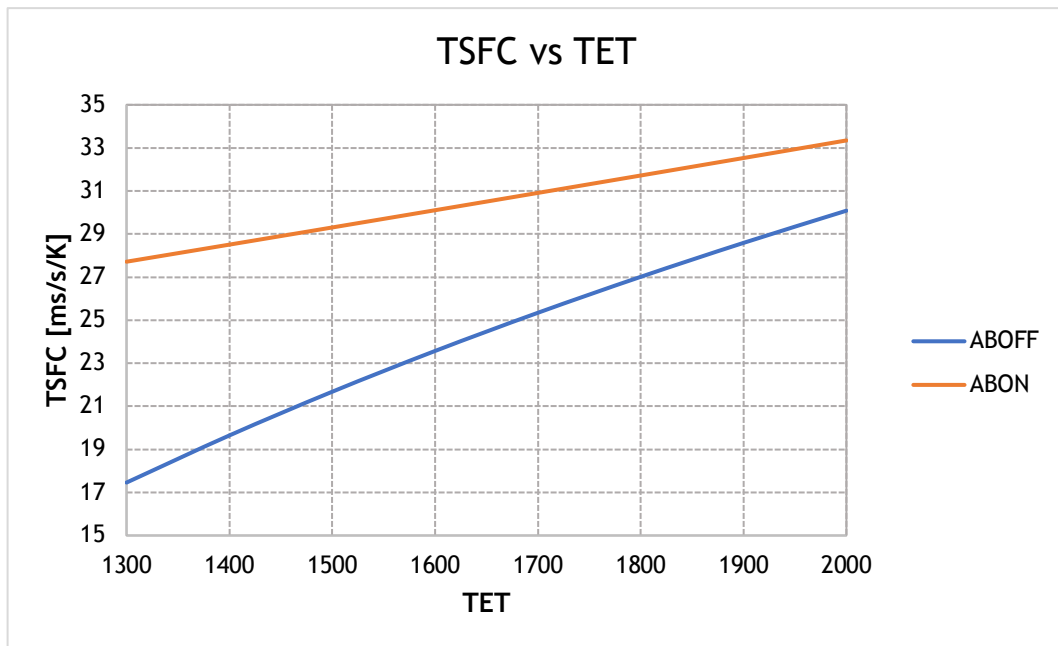


Figura 25 - Variação de TSFC com a TET (otimização 3)

Mais uma vez se volta a observar o efeito do aumento da razão de *bypass* com a conseqüente diminuição de TSFC para a variação da TET.

Neste momento apenas falta comprovar o que foi referido anteriormente. Para tal, realizar-se-á uma quarta otimização onde será definida uma RPF, e por fim, poder-se-á definir também uma TET que melhor se adequa às necessidades da missão.

#### Quarta otimização:

Até ao momento foram atualizados desde o caso 7, alguns parâmetros do motor. Apresenta-se na tabela 24 a sumarização desses parâmetros:

Tabela 24 - Sumarização dos parâmetros obtidos pelas otimizações anteriores

Parâmetro	Valor
RPF	4
RB	1,4
RPC	30

Procedendo-se à variação da RPF dentro dos valores tabelados ( $2 < RPF < 4$ ) [5], obteve-se o seguinte da figura 26:

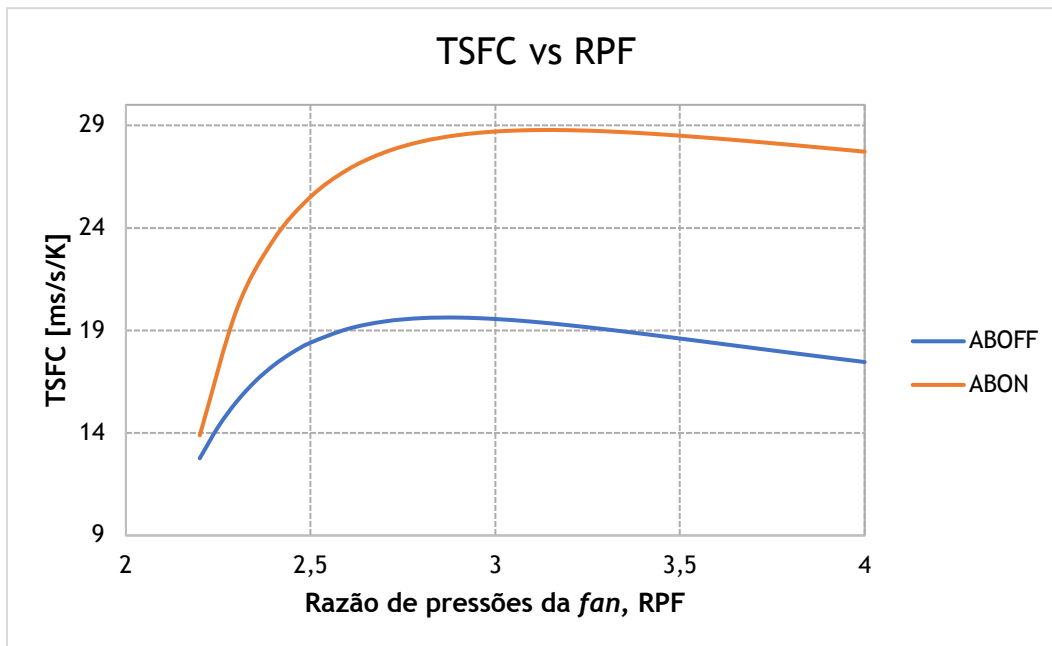


Figura 26 - Variação de TSFC com RPF (otimização 4)

Da observação deste gráfico concluímos que a diminuição da RPF é de fato uma mais valia para este motor. De notar que não são apresentados valores entre RPF = 2 até RPF  $\cong$  2,2 pois estes não se contextualizavam. Define-se então RPF = 2,3.

Por fim, fazendo a análise da TET (ver figura 27) poderemos concluir a otimização do caso 7 e chegar aos parâmetros finais para este motor.

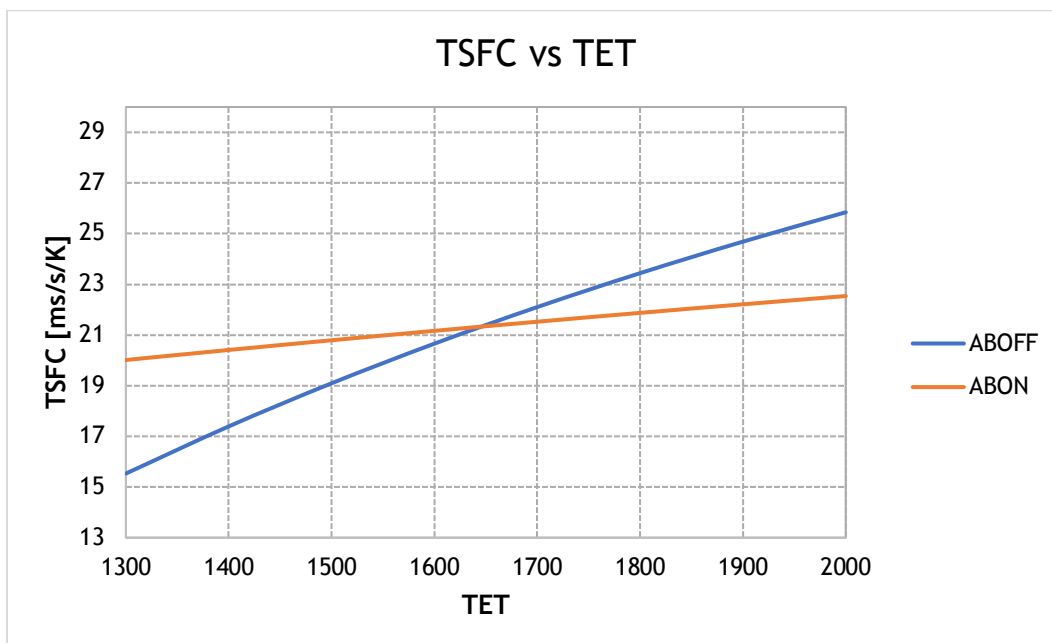


Figura 27 - Variação de TSFC com TET (otimização 4)

Conclui-se então do gráfico previamente apresentado que a melhor temperatura de entrada na turbina será  $TET = 1300\text{ K}$ , para os parâmetros definidos anteriormente.

O resultado destas otimizações é então o apresentado na tabela 25:

Tabela 25 - Parâmetros do caso 7 resultantes das otimizações

Parâmetro	Valor
RPF	2,3
RB	1,4
RPC	30
TET	1300 K

O motor com estes parâmetros de funcionamento cumpre a missão e tem o desempenho apresentado na tabela 26:

Tabela 26 - Desempenho do motor obtido (caso 7 otimizado)

	TSFC	NDST	$\eta_{th}$	$\eta_p$	$\eta_o$	$f$ ou $f_{AB}$	$T_{net}$ [N]
Sem AB	15,53	1,41	0,79	0,61	0,48	0,016	114295,53
Com AB	20,01	4,89	1,21	0,31	0,37	0,0713	395352,42

Com os parâmetros já definidos podemos fazer o cálculo ao consumo de combustível a cada otimização e para cada temperatura de entrada na turbina (ver tabela 27):

Tabela 27 - Consumos de combustível em cada otimização e a cada TET

TET	Massa de combustível total [kg]			
	Otimização 1	Otimização 2	Otimização 3	Otimização 4
1300	13470,5	12202,7	10624,1	9061,7
1400	14769,6	13419,2	11730,4	9979,3
1500	15970,9	14547,9	12761,8	10820,4
1600	17089,6	15601,7	13728,7	11595,1
1700	18138,0	16591,1	14639,3	12311,7
1800	19125,6	17524,5	15500,6	12976,9
1900	20060,4	18409	16318,1	13596,5
2000	20948,8	19250,2	17096,9	14175,3

Como se pode observar, as otimizações levaram a uma redução considerável (cerca de 4 toneladas) no consumo de combustível.

Por fim, faltam apenas estimar os parâmetros físicos do motor. Para tal, são usadas as expressões apresentadas no capítulo 4 e os valores da tabela 28:

Tabela 28 - Parâmetros para o cálculo da massa e da área frontal do motor

Parâmetro	Valor	Observações
$\dot{m}$ [kg/s]	111	Obtido da tabela 13
$T_{t2}$ [K]	283,28	Obtido da rotina de cálculo
M	0,5	Assumido [35]
RPG	32,3	Soma de RPC com RPF
RB	1,4	Obtido das otimizações
g [m/s <sup>2</sup> ]	9,81	Dado atmosférico
$T_{m\acute{a}x}$ [N]	395352,42	Obtido pela equação da tração
$p_{t2}$ [kPa]	61,59	Obtido pela rotina de cálculo

Introduzindo estes valores nas expressões já referidas, obtemos então as características físicas do motor apresentadas na tabela 29:

Tabela 29 - Características físicas do motor

Característica	Valor
Área Frontal [mm <sup>2</sup> ]	1005,7
Massa [kg]	2561

## 6. Conclusão e discussão de resultados

O desenvolvimento das tecnologias que incorporam os RPAS é neste momento um ponto de interesse para as entidades que desenvolvem estes sistemas (RPAS). Como tal, é necessária a orientação de estudos e projetos nesse sentido. Este projeto, ainda que não muito aprofundado, permitiu a obtenção de parâmetros para o desenvolvimento de um motor *turbofan* com *afterburner* capaz de desempenhar as tarefas propostas para a missão do RPAS e consequentemente, para este motor.

De lembrar que este tipo de motores possui um carácter polivalente, equipando algumas aeronaves que possuem missões a altas e baixas altitudes, de combate, vigilância e até bombardeamento. Esta polivalência é inerente a uma maior dificuldade de parametrizar estes motores uma vez que funcionam em situações distintas.

Procedeu-se também à construção de uma rotina de cálculo no *software* MATLAB, o que foi uma mais valia na realização deste projeto. Esta rotina permitiu a obtenção dos parâmetros de desempenho e dos parâmetros em cada estação do motor, de forma mais simples e mais rápida. Apesar de se ter construído esta rotina, existem atualmente softwares capazes da realização desta mesma tarefa, que possuem ainda outras ferramentas para análise e até projeto de vários tipos de motores. Contudo, devido à simplicidade deste projeto, optou-se pela construção de uma rotina de cálculo simples, que apresentasse apenas os parâmetros de interesse deste mesmo projeto.

O uso do método de interpolação para a obtenção de “motores de borracha”, permitiu na fase inicial a exclusão de um conjunto de parâmetros que apesar de mostrarem potencialidade para esta aplicação, possuíam uma eficiência menor comparativamente ao conjunto de parâmetros escolhidos (caso 7).

Depois de aplicado o método acima referido, o penúltimo passo deste projeto passou pela otimização dos parâmetros de forma individual (parâmetro a parâmetro). Para tal, foram tidos em consideração dados de outros motores (tabela 13), tendências históricas [34] de um dos parâmetros em estudo e valores tabelados nos recursos bibliográficos utilizados. O uso da rotina de cálculo referida anteriormente, associada a um ciclo lógico, permitiu a obtenção dos parâmetros de desempenho mais relevantes (TSFC, NDST, eficiências e razões combustível/ar), cruciais na escolha dos valores a atribuir aos parâmetros nas otimizações seguintes e na construção dos gráficos do capítulo 5.

Por fim, foram estimadas duas características físicas do motor projetado com recurso às expressões apresentadas no capítulo 4.

## 6.1 Discussão dos resultados

Os resultados deste projeto são ainda muito preliminares na definição dos parâmetros finais para aplicação num motor real, contudo podem ser utilizados para posterior otimização com recurso a métodos mais precisos e a programas da análise do desempenho mais complexos.

Para a obtenção de um motor eficiente deve-se ter em conta que o seu TSFC deve ser o mais reduzido possível. Neste projeto observou-se essa redução, de otimização em otimização, o que levou a uma poupança de aproximadamente quatro toneladas de combustível, não comprometendo os requisitos de tração da missão do RPAS. Note-se que nesta fase, a tração obtida tem em conta a resistência ao avanço da aeronave, mas o valor desta resistência não está definido nem é tido em conta para o projeto do motor. Mesmo assim, os valores de tração obtidos indicam um sobredimensionamento deste motor nesta fase inicial, já que existe uma diferença considerável entre o requisito de tração para o RPAS sem *afterburner*, e o valor da tração obtido para o mesmo. O mesmo acontece para o requisito em que há aplicação do pós-combustor, mas neste caso a diferença é mais reduzida.

São possíveis de observar durante a apresentação dos resultados alguns pressupostos relacionados com a variação dos parâmetros dos motores deste género. Observou-se que para o funcionamento deste tipo de motores com o *afterburner* desligado, é favorável o aumento da razão de *bypass*. Este aumento leva à diminuição do consumo específico do motor, mas reduz também a sua tração específica e o valor ótimo da razão de pressões da *fan*. Talvez por este motivo, os RPAS militares empregues em missões semelhantes à missão do RPAS deste projeto, utilizem motores *turbofan* sem incremento de tração (sem *afterburner*) e com maiores razões de *bypass* (tal como é o caso do Predator C Avenger apresentado no capítulo 3), de forma a prolongarem a sua duração em voo (poupança de combustível). Contudo, o desenvolvimento de RPAS já referenciado várias vezes ao longo deste projeto, pode levar à necessidade da evolução de motores como o projetado.

## 6.2 Trabalhos futuros

Por se encontrar numa fase quase inicial, ainda existe a possibilidade da implementação de outras ideias a este projeto, de modo a se atingirem de forma mais eficiente os objetivos estabelecidos. Uma dessas ideias seria o teste do desempenho deste motor com a aplicação de uma razão de *bypass* variável, onde para cada requisito de utilização do motor houvesse uma razão de *bypass* ótima.

A mudança do método estabelecido para a obtenção dos “motores de borracha” pode e deve ser melhor explorada de forma a se conseguirem um maior conjunto de soluções ideais.

Por fim, com a realização deste projeto, não foi possível deixar de notar a potencialidade destes sistemas (turbinas de gás), que tanto podem ser aplicados para a propulsão, como para geração de energia elétrica. Apesar de não estar muito relacionada com este projeto, o fato de já existirem turbinas de gás em escalas pequenas que equipam aeromodelos e equipamentos que permitem o voo do utilizador, levam à possibilidade de o mesmo ser feito para a produção de energia elétrica de forma portátil e a escalas reduzidas.

# Referências

- [1] E. Commission, C. Staff, and W. Document, “Towards a European strategy for the development of civil applications of Remotely Piloted Aircraft Systems (RPAS),” 2012.
- [2] ICAO, *Unmanned Aircraft Systems*, vol. 23, no. 2. 2009.
- [3] P. Finnegan, “World Civil Unmanned Aerial Systems Market Profile & Forecast,” 2016.
- [4] P. Finnegan, “World Military Unmanned Aerial Systems Market Profile & Forecast,” 2016.
- [5] J. D. Mattingly and D. T. Pratt, *Aircraft Engine Design*. 2002.
- [6] O. T. Akın, Cihat, Coşku Çatorı, Oğuz Eren, Burak Özkahya, “Engine Design for a Half Scale Model of JSF UAV with High Power Extraction Requirements,” no. September, 2013.
- [7] E. Thomas and O. Bleeker, “Options for insertion of RPAS into the Air Traffic System,” *AIAA/IEEE Digit. Avion. Syst. Conf. - Proc.*, p. 5B41-5B414, 2015.
- [8] R. Austin, *Unmanned Aircraft Systems*. 2010.
- [9] U.S. Air Force, “RQ-11B Fact Sheet,” 2016.
- [10] “Raven RQ-11A/B.” [Online]. Available: [https://www.avinc.com/images/uploads/product\\_docs/Raven\\_Datasheet\\_2017\\_Web\\_v1.pdf](https://www.avinc.com/images/uploads/product_docs/Raven_Datasheet_2017_Web_v1.pdf).
- [11] “Raven UAS (UAV) - AeroVironment, Inc.” [Online]. Available: [https://www.avinc.com/media\\_center/unmanned-aircraft-systems/raven#media-thumbnails](https://www.avinc.com/media_center/unmanned-aircraft-systems/raven#media-thumbnails). [Accessed: 03-Oct-2018].
- [12] S. Backgrounder, “ScanEagle Backgrounder.”
- [13] G. A. Aeronautical, “Predator C avenger UAS,” 2013.
- [14] “Predator C Avenger RPA.” [Online]. Available: <http://www.ga-asi.com/predator-c-avenger>.
- [15] “Boreal.” [Online]. Available: <http://www.boreal-uas.com/>.
- [16] “Boreal.” [Online]. Available: <http://www.boreal-uas.com/wp-content/uploads/2016/04/BOREAL-4-e1472230173402.jpg>.
- [17] “CAMCOPTER® S-100 Applications - Schiebel.” [Online]. Available: <https://schiebel.net/products/camcopter-s-100-applications/>.
- [18] “CAMCOPTER® S-100 System - Schiebel.” [Online]. Available: <https://schiebel.net/products/camcopter-s-100-system-2/>.
- [19] Y. Gibbs, “NASA Dryden Fact Sheet - Pathfinder Solar-Powered Aircraft,” 2015.
- [20] “NASA Pathfinder.” [Online]. Available: [https://www.nasa.gov/sites/default/files/images/326655main\\_EC95-43261-1\\_full.jpg](https://www.nasa.gov/sites/default/files/images/326655main_EC95-43261-1_full.jpg).
- [21] M. Thomsen, “Thermodynamics : a grass roots approach,” 2015.
- [22] “Ciclo de Otto.” [Online]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/Otto\\_cycle#/media/File:OttoCycleTSDiagram.svg](https://en.wikipedia.org/wiki/Otto_cycle#/media/File:OttoCycleTSDiagram.svg).
- [23] M. Boyce, *Gas Turbine Engineering Handbook*, Fourth Edi. 2012.
- [24] “Brayton Cycle.” [Online]. Available:

- <http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node28.html>.
- [25] R. Yadav, "Thermodynamic Analysis of Turbofan Engine," *PowASMEer*, no. March, pp. 1-8, 2005.
- [26] "Turbojet Engine." [Online]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/Turbojet#/media/File:Jet\\_engine.svg](https://en.wikipedia.org/wiki/Turbojet#/media/File:Jet_engine.svg).
- [27] "Turbofan Engine." [Online]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/Animation/turbtyp/etfr.html>.
- [28] S. Khalid, "Aerothermodynamic Benefits of Mixed Exhaust Turbofans," pp. 1-13, 2016.
- [29] "Low Bypass Turbofan w/ afterburner." [Online]. Available: <https://cdn.britannica.com/s:700x450/80/24080-004-E3162004.jpg>.
- [30] S. Farokhi, *Aircraft propulsion*. 2014.
- [31] Elodie Roux, *Turbofan and Turbojet Engines: Database Handbook*. 2007.
- [32] S. Sharma, *Applied Nonlinear Programming*. New Age International Publishers, 1972.
- [33] E. Torenbeek, "Synthesis of subsonic airplane design." 1979.
- [34] W. Aspi, "Technologies for the Next Engine Generation," *Isabe*, 2013.
- [35] P. P. Walsh and P. Fletcher, *Gas Turbine Performance, 2nd Edition*. 2004.