



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR  
Engenharia

# **Estudo Paramétrico de um Motor Turbohélice PW150A**

**Salvador Costa da Silva Neves**

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

Orientador: Prof. Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo

**Covilhã, Janeiro de 2015**



# Dedicatória

Dedico esta tese a toda a minha família, namorada e amigos.



# Agradecimentos

Quero expressar o meu maior agradecimento ao Professor Doutor Francisco Miguel Ribeiro Proença Brójo, pela disponibilidade, compreensão e orientação na realização deste trabalho.

Desejo, também, estender estes agradecimentos a todos os docentes que, de alguma forma, contribuíram para a minha formação.

Agradeço ainda a todos os meus amigos, pelo companheirismo e espírito académico demonstrado ao longo destes anos. Em particular ao meu amigo Cláudio, pelo imprescindível apoio e disponibilidade.

Por fim agradeço em especial, aqueles que sempre me apoiaram incondicionalmente, que apostaram em mim e que, seguramente, são os que compartilham da minha alegria: os meus pais, irmãos e a minha namorada Starlite.

Muito obrigado!



# Resumo

A inflação do preço dos combustíveis e a constante pressão para a redução de emissões poluentes nas operações de voo, fez com que os motores turbohélice tenham vindo a ganhar um interesse renovado na indústria aeronáutica e o seu desenvolvimento seja, novamente, visto como uma inovação sustentável e promissora para voos de curto e médio alcance.

O objetivo desta dissertação é analisar o impacto de alguns parâmetros, como a razão de pressões (RP), a temperatura de entrada na turbina (TET), a velocidade de voo e a altitude de voo no desempenho do motor.

Neste contexto, é efetuada, no presente estudo, uma análise paramétrica construindo uma rotina de cálculo no *software* MATLAB, que visa perceber a influência dos parâmetros independentes, supra mencionados, no consumo específico de combustível (ESFC) e na potência propulsiva equivalente (ESHP) do motor PW150A, fabricado pela Pratt & Whitney Canada, para condições de voo cruzeiro.

Os resultados mostram que, tanto a razão de pressões como a temperatura de entrada na turbina do motor têm um impacto significativo no consumo específico do motor. Os valores críticos de melhor desempenho, obtidos para estes dois parâmetros, foram coerentes com os valores encontrados publicados, e referenciados nesta dissertação.

O mesmo não se verifica no caso das velocidades e altitudes do voo analisadas. Embora tenham um impacto considerável na potência propulsiva equivalente, a variação destes parâmetros influenciam de forma moderada o consumo de combustível do motor. Os resultados mostram ainda que, como seria esperado, é a altitudes elevadas que a aeronave beneficia do melhor desempenho do motor.

## Palavras-chave

Turbohélice, consumo específico de combustível, potência propulsiva equivalente, parâmetros.





# Abstract

The inflation in fuel prices and the constant pressure to reduce pollutant emissions in flight operations, made the turboprop engines gain a renewed interest in the industry. Its development is again seen as a sustainable and promising innovation for short and medium range flights.

The purpose of this dissertation is trying to understand the impact of some parameters such as pressure ratio (RP), turbine inlet temperature (TET), flight velocity and flight altitude in the performance of the engine.

In this context, it is performed in the present study, a parametric analysis, building a calculation routine in MATLAB software. It aims to realize the influence of some of the independent parameters of the engine in the specific fuel consumption (ESFC) and Equivalent shaft horse power (ESHP) in the PW150A engine, produced by Pratt & Whitney Canada, for cruise flight conditions.

The results show that both the pressure ratio and the turbine inlet temperature of the engine have a significant impact on the engines performance. The critical values for best performance obtained for these two parameters, were consistent with the values found published and referenced in this dissertation.

The same does not happen to both the speed and flight altitudes analysed. Although they have a considerable impact on the equivalent shaft horse power, the variation of these parameters have a moderate influence on the engines performance. However the results show that at high flight altitudes the aircraft benefits from the engines best performance.

## Keywords

Turboprop, ESFC, ESHP, parameters.



# Índice

Dedicatória .....	iii
Agradecimentos .....	v
Resumo .....	vii
Abstract .....	ix
Índice .....	xi
Lista de Figuras.....	xiii
Lista de Tabelas .....	xv
Lista de Acrónimos .....	xvii
<b>1 Introdução .....</b>	<b>1</b>
1.1 Contexto e Motivação .....	1
1.2 Objetivos .....	3
1.3 Estrutura .....	4
<b>2 Revisão Bibliográfica.....</b>	<b>5</b>
2.1 Estudos Relevantes .....	5
2.2 Programas Ecológicos .....	8
<b>3 Enquadramento Contextual .....</b>	<b>13</b>
3.1 Parâmetros de Estudo.....	14
3.2 Diferentes Configurações do Turbohélice .....	14
3.3 Hélice .....	15
3.4 Ciclo de Brayton .....	15
<b>4. Requisitos do Motor .....</b>	<b>19</b>
4.1 Objeto de Estudo .....	19
4.2 Pressupostos .....	20
4.3 Motor PW150A .....	21
4.3.1 Configuração.....	21
4.3.2 Notação das Estações .....	22
4.3.3 Modelo Matemático .....	23
<b>5 Resultados.....</b>	<b>29</b>
5.1 Efeito da Razão de Pressões .....	29
5.2 Efeito da Temperatura de Entrada na Turbina .....	31
5.3 Efeito da Velocidade de Voo.....	33
5.4 Efeito da Altitude de Voo .....	34
<b>6 Conclusão e Trabalhos Futuros.....</b>	<b>35</b>

6.1 Conclusão .....	35
6.2 Limitações do Trabalho.....	36
6.3 Trabalhos Futuros .....	37
<b>Referências.....</b>	<b>39</b>

# Lista de Figuras

Figura 1 - Dióxido de carbono na atmosfera medido no Observatório Mauna Loa (US Department of Commerce, NOAA, 2015);

Figura 2 - Estimativa de entrega de aeronaves de 2014 a 2032 (Boeing, 2013; Leahy, 2014);

Figura 3 - Eficiência propulsiva dos motores turbohélice e turbojato (Rolls-Royce, 1996).

Figura 4 - Configuração de uma turbina de gás de um eixo;

Figura 5- Motor turbohélice (El-Sayed, 2008);

Figura 6 - Diagrama: Temperatura - Entropia (a) e Pressão - Volume (b), (Yanagihara, n.d.).

Figura 7 - Ciclo de Brayton fechado e aberto (Federal & Ict, n.d.);

Figura 8 - Configuração do turbohélice PW150A (MacIsaac & Langton, 2011);

Figura 9 - Configuração do motor PW150A;

Figura 10 - Configuração do motor PW150A, assumida, utilizada no presente estudo;

Figura 11 - Numeração das secções do motor do presente estudo;

Figura 12 - Gráfico entalpia-entropia da expansão de gases na turbina e bocal propulsivo de um motor turbohélice (Hill & Peterson, 1992);

Figura 13 - Efeito da RP do compressor na ESHP (a) e no ESFC (b) para vários valores de temperatura de entrada na turbina;

Figura 14 - Efeito da razão de pressões na ESHP;

Figura 15 - Efeito da TET na ESHP (a) e no ESFC (b) para várias velocidades de voo;

Figura 16 - Efeito da Temperatura de entrada na turbina no ESFC;

Figura 17 - Efeito da velocidade de voo na ESHP (a) e no ESFC (b);

Figura 18 - Efeito da altitude de voo na ESHP (a) e no ESFC (b);



# Lista de Tabelas

Tabela 1 - Benefícios de emissões de CO<sub>2</sub> por voo na iniciativa AIRE na Europa (SEASER, 2010);

Tabela 2 - Valores de parâmetros utilizados no modelo matemático e respectivas referências;

Tabela 3 - Valores de projeto assumidos para o modelo matemático;

Tabela 4 - Simbologia utilizada no modelo matemático;





# Lista de Acrónimos

P&WC	Pratt & Whitney Canada
SESAR	Single European Sky ATM Research
ATM	Air traffic Management
FAA	Federal Aviation Administration
AIRE	Atlantic Interoperability Initiative to Reduce Emissions
AMBER	Arrival Modernization for Better Efficiency
shp	Shaft Horse Power
TET	Temperatura de Entrada na Turbina
RP	Razão de Pressões
ESFC	Equivalent Specific Fuel Consumption
ESHP	Equivalent Shaft Horse Power



# 1 Introdução

Neste capítulo, definem-se o contexto e motivação do trabalho descrito nesta dissertação, bem como os seus principais objetivos e estrutura.

## 1.1 Contexto e Motivação

A poluição ambiental tem vindo a aumentar consideravelmente, causando impactos violentos nas alterações climáticas e no aquecimento global da atmosfera. O crescimento da atividade aeronáutica vem tendo um contributo cada vez maior para esse fenómeno. Aliás, em todas as atividades humanas de grande dimensão que envolvam combustão, são emitidas grandes quantidades de dióxido de carbono (contribuindo para a acidificação oceânica<sup>1</sup>) (McNeil & Matear 2008), óxidos de azoto ( $\text{NO}_x$ ), e outros gases de efeito de estufa que provêm da queima de combustível.

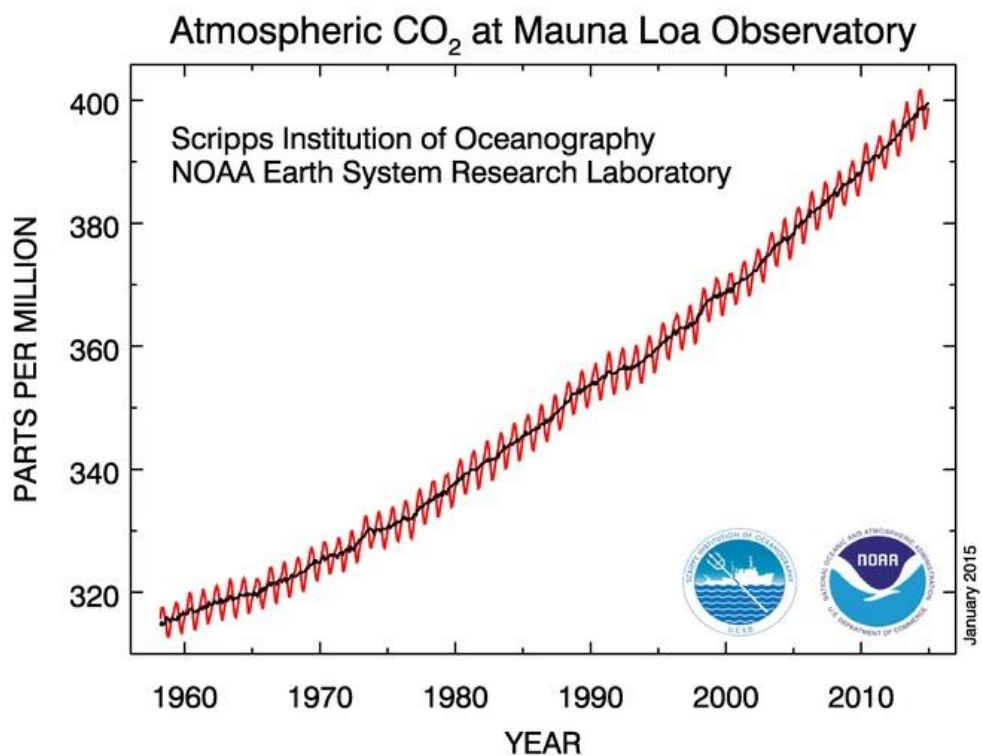


Figura 1 - Dióxido de carbono presente na atmosfera medido no Observatório Mauna Loa (Tans 2015)

---

<sup>1</sup> Designação dada à diminuição do pH nos oceanos, causada principalmente pelo aumento do dióxido de carbono.

Responsável, atualmente, por cerca de 2% das emissões de CO<sub>2</sub> produzidas pelo homem (ATAG 2015), o setor aeronáutico encontra-se em grande expansão, estimando-se que na próxima década crescerá cerca de 25% (Captain 2014). Na figura seguinte, é apresentado um gráfico que estima a aquisição de aeronaves comerciais nas próximas duas décadas. Estes números são preocupantes no que se refere ao futuro impacto desta indústria no ambiente.

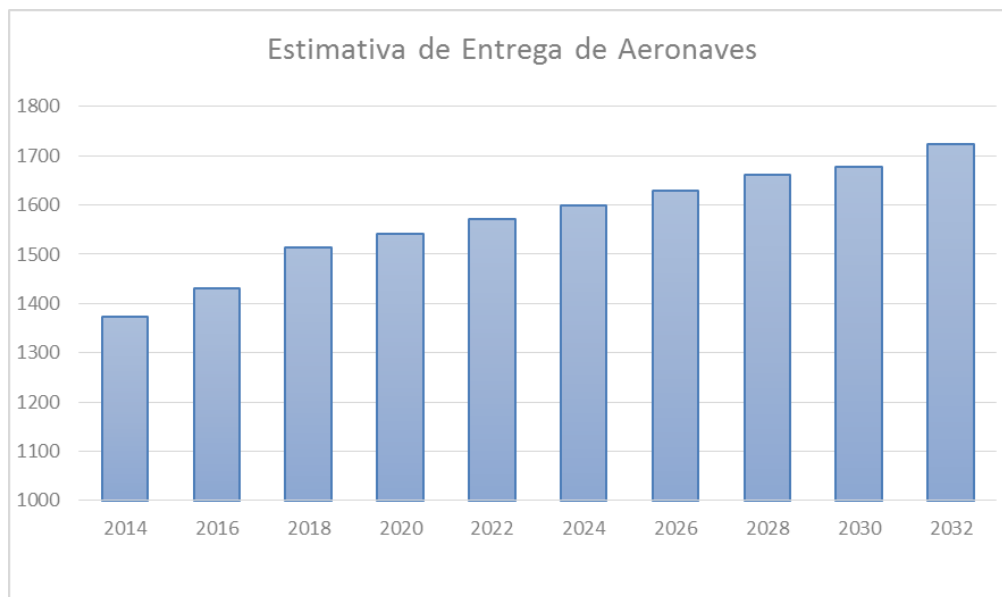


Figura 2- Estimativa de entrega de aeronaves de 2014 a 2032 (Warner 2013; Leahy 2014)

Com o atual preço do combustível e a situação socioeconómica que envolve as companhias aéreas, é do interesse destas adquirir aeronaves mais eficientes. Logo, existe sobre os fabricantes uma pressão adicional que os induz no sentido de otimizar as aeronaves e os seus motores, de forma a reduzirem os consumos e, consequentemente, os custos operacionais e impacto ambiental.

É importante, nesta indústria, para se poder desenvolver com consequências ambientais mínimas, tomar medidas de forma a reduzir substancialmente as emissões de gases prejudiciais para a atmosfera. Neste sentido, estão em curso determinados programas com o intuito de controlar o crescimento exponencial do impacto da aviação no ambiente, tentando moderar o seu efeito negativo.

O turbohélice é um motor muito eficiente para aeronaves de voos regionais em que a velocidade de voo não seja crucial. Como é possível verificar na figura 3, até velocidades aproximadamente de 450 mph (201 m/s) o turbohélice é propulsivamente mais eficiente do que o turbojato. No entanto, para voos de maior alcance, que impliquem maiores velocidades, verifica-se uma descida abrupta na eficiência do motor devido à perturbação causada pelo fluxo de ar na extremidade das pás.

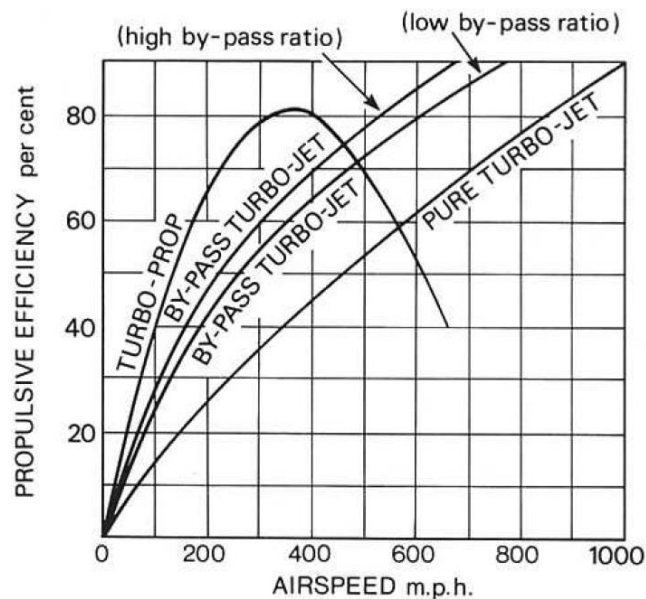


Figura 3 - Eficiência propulsiva dos motores turboprop e turbojato (Rolls-Royce 1996).

Dado o contexto supra apresentado, torna-se muito estimulante o desenvolvimento do presente estudo, que visa conseguir retirar o máximo de eficiência na relação consumo/potência do motor PW150A, desenvolvido pela Pratt & Whitney Canada. Este motor equipa a conhecida aeronave Bombardier Q400, utilizado por diversas companhias aéreas para efetuar, fundamentalmente, voos comerciais de médio curso.

## 1.2 Objetivos

Dentro do contexto referido na secção anterior, o trabalho apresentado nesta dissertação tem como objetivo geral analisar a variação do ESFC e ESHP do motor em causa que, atualmente, já se distingue como sendo dos motores mais eficientes da sua categoria.

Para o alcançar, é feita uma análise paramétrica, construindo uma rotina de cálculo no *software* MATLAB, de modo a perceber a influência dos vários parâmetros no consumo e potência disponível do reator com a turbina livre.

Para a realização do presente estudo, foram estabelecidos vários objetivos específicos:

- Análise do impacto ambiental causado pela indústria Aeronáutica;
- Aperfeiçoamento do contacto com o *software* MATLAB;
- Investigação das consequências negativas da combustão;
- Investigação de programas “amigos do ambiente” aplicados ao setor aeronáutico;
- Pesquisa de diferentes configurações de motores turboprop; e
- Estudo e cálculo da eficiência do motor e do hélice.

## 1.3 Estrutura

Esta dissertação está dividida em seis capítulos.

Neste primeiro capítulo, são introduzidos os principais temas do trabalho, fazendo-se o respectivo enquadramento no panorama atual e estrutura do trabalho.

No segundo capítulo, é apresentada uma revisão dos estudos mais relevantes, relacionados com motores turbohélice, a sua eficiência e consumos. É efetuada uma exposição de alguns dos mais importantes programas de proteção ambiental na aviação.

No terceiro capítulo, são definidos os parâmetros do estudo e analisadas as diferentes configurações de motores turbohélice. Faz-se ainda uma breve referência ao hélice e uma descrição do ciclo presente nas turbinas de gás (Ciclo de Brayton).

O quarto capítulo descreve os critérios de seleção do motor em estudo, os pressupostos utilizados no modelo matemático e os diferentes segmentos da configuração no motor.

Os resultados do estudo são apresentados e comentados no quinto capítulo.

Expõe-se no sexto e último capítulo as conclusões da dissertação e a sugestão de trabalhos futuros.

## 2 Revisão Bibliográfica

### 2.1 Estudos Relevantes

O motor sujeito à presente análise paramétrica é da família de motores PW100 da P&WC, uma linhagem de motores que teve em 1979, o seu primeiro modelo, que só entrou em serviço mais tarde em 1985, com 1780 kW de potência térmica, equipando o DeHavilland e o Dash8-100.

Uma súmula da evolução desta geração de motores foi apresentada num simpósio de Princípios de Design e Métodos para Aeronaves de Turbinas de gás em França, por Hosking et al., 1998., da Pratt & Whitney Canada Inc., que foi mais tarde publicada.

Os autores expõem, nesse artigo, o desenvolvimento individual de cada componente desta geração de turbinas de gás de três eixos que se foi mantendo fiel à sua configuração original. Esta, compreende dois compressores centrífugos movidos por duas turbinas mono-estágio arrefecidas, uma câmara de combustão anelar de fluxo invertido e, por fim, uma turbina livre que vai movimentar o hélice através de uma caixa redutora.

O único motor em que foi alterada ligeiramente a configuração de origem foi o PW150A que, devido à elevada velocidade específica requerida, viu o compressor centrífugo de baixa pressão ser substituído por um axial de três estágios. Aumentou, assim, a razão de pressões de 15,77 para 17,97.

Como refere o artigo, à medida que a tecnologia foi avançando e foi tornada disponível, foi possível melhorar bastante o desempenho do motor. As pás das partes móveis do motor foram aperfeiçoadas aerodinamicamente e substituídas por ligas metálicas mais avançadas. As três turbinas e a câmara de combustão viram melhorado o seu sistema de refrigeração, o que permitiu a operação do motor com temperaturas mais elevadas. O último modelo desta família aumentou a temperatura dos gases na entrada da turbina em cerca de 130 °C.

Em suma, a evolução desta geração de motores é notória, tendo aumentado do primeiro modelo até ao modelo mais recente, a sua potência de 1780 kW para 4980 kW e reduzido o seu consumo específico em mais de 10%. Para além do referido, foi ainda adicionado um controlo digital de consumo de combustível totalmente autónomo (FADEC). Estes factos permitiram a este motor, como cita o autor, tornar-se líder na propulsão de aeronaves regionais.

“Por muitos anos, os turbohélices eram lembrados como sendo do passado: barulhentos, antiquados, desconfortáveis, frágeis e a um mundo de distância do encanto prometido pela era do jato.” (Scott 2012). No entanto, a tecnologia do turbojato, veio contribuir para o

desenvolvimento do turbohélice que, com o elevado preço dos combustíveis e o seu baixo consumo, tem sido novamente alvo de estudos, no sentido de verificar se esta classe de motores não seria mais eficaz em voos de curto e médio alcance.

O estudo efetuado por Chen & Gu, 2013, teve como intuito perceber se o turbohélice tem um impacto menor e mais “limpo” do que os motores turbofan, quando equipados a propulsionar aeronaves civis de fuselagem estreita.

Foram utilizados três códigos desenvolvidos pela Universidade de Cranfield, no Reino Unido, para auxiliar nesta análise: o modelo de desempenho da aeronave - APM (Aircraft Performance Model), o modelo de desempenho da turbina a gás - TURBOMACH, e uma ferramenta de previsão de emissões de gases - HEPHAESTUS.

Foi escolhida uma aeronave similar à Airbus A320 como base do estudo. Trata-se de uma aeronave comercial de passageiros, desenvolvida para rotas de curtas e médias distâncias. Sucedeu-se a escolha de dois motores para propulsionar a aeronave, o turbohélice PW127, construído pela P&WC, e o turbofan CFM56-5B, produzido pela CFM International. É importante realçar que, de modo a que a aeronave tivesse potência suficiente para o ensaio, seriam instalados três turbohélice ou dois turbofan. Os efeitos da instalação dos diferentes motores no desenho original da aeronave não foram tidos em conta, tal como a razão sustentação-arrasto (L/D).

Para que a investigação fosse mais exata e abrangente, foram estudados para voos de 650, 900, 1300, 2080 e 4000 km, os seguintes parâmetros: Poupança de combustível, penalização de tempo (do turbohélice em relação ao turbofan) e emissões de  $\text{NO}_x$  e  $\text{CO}_2$ . Foram também analisadas, a velocidade e altitude a que o motor turbohélice PW127 teria menor consumo de combustível.

Os resultados mostram que, ao substituir motores turbofan por turbohélice, se pode reduzir o consumo de combustível. Porém, esta poupança vai sendo menor à medida que se aumenta a distância de voo (18,9% para 6,5%, nas distâncias estudadas) devido à penalização no tempo de voo, que aumenta de 27% para 37%. Em relação às emissões, com esta substituição de motor, é possível reduzir em 80% as emissões de  $\text{NO}_x$ , enquanto as de  $\text{CO}_2$  variam na mesma escala que a poupança de combustível. Chen & Gu concluíram ainda que este motor turbohélice tem um gasto mínimo de combustível à velocidade de 0,52 Mach e à altitude de 7000m.

Ghenaiet & Tayeb, 2009, realizaram um estudo relativo ao projeto de motores turbohélice: “Optimum Design of Turboprop Engines Using Genetic Algorithm”. O trabalho trata a otimização dos parâmetros de conceção de três configurações diferentes de motores turbohélice, de modo a atingir a potência requerida da aeronave L100-3, propulsorada por quatro turbinas Allison 501-D22-A, usada como referência. As três configurações de motores analisados neste artigo



foram: eixo único com a turbina acoplada; eixo único com uma turbina livre; e dois eixos com turbina acoplada. A otimização é baseada, não só nas exigências de potência, mas também nas limitações tecnológicas.

Os autores começam por realizar o estudo paramétrico para condições on-design e off-design. Para a primeira consideraram o voo a uma altitude de 8535,4 m e uma velocidade de 0,475 Mach. Para a segunda, definiram as condições de temperatura e pressão ao nível do mar e a velocidade de 0,1 Mach.

Os resultados obtidos neste estudo para as condições de voo cruzeiro (on-design), mostraram concordância com o motor de referência. No caso do motor com um eixo de turbina acoplada, ao aumentar a razão de temperatura de expansão da turbina (TTR), dá-se um decréscimo na potência produzida. Pelo contrário, com TTR baixa, obtém-se um aumento significativo de potência com menor consumo de combustível. Para um valor ótimo de TTR, a razão de pressões do compressor é pouco significativa.

No que respeita às condições off-design, os parâmetros foram estimados iterativamente, baseados na conservação do trabalho e fluxo de massa. O autor assume condições de choque nas palhetas direcionais do bocal da turbina e condições maioritariamente sem choque no bocal propulsivo. Estes resultados também estão de acordo com o motor de referência.

Para otimizar o ciclo propulsivo, os autores utilizaram PIKAIA, um algoritmo genético desenvolvido em Fortran, que procura maximizar uma função definida pelo utilizador num espaço n-dimensional delimitado, juntamente com o princípio de Pareto. Comparando os três projetos de turbobhélice otimizados, a configuração que incorpora dois eixos com a turbina acoplada mostrou o melhor desempenho. Na fase de descolagem, para esta mesma configuração, quando a operar com as temperaturas de entrada na turbina de projeto de 1203,7 K e 1342,3 K, pode ser usado um compressor de baixa pressão de dois estágios. O compressor de alta pressão deverá ser centrífugo de dois estágios ou axial de diversos estágios.

A partir deste estudo de otimização turbobhélice, surgem duas opções de projeto a partir das soluções apresentadas na frente de Pareto: "o primeiro é um compromisso perto do ponto ideal e o segundo é o de máxima potência à descolagem".

Foi também concretizado um estudo paramétrico, para analisar o ESFC do motor PW120A, fabricado pela P&WC - "Parametric Specific Fuel Consumption Analysis of the PW120A Turboprop". Para esse efeito, foi criado um modelo termodinâmico pela empresa canadiana, Specific Range Solution Ltd, responsável por prestar, aos operadores de aeronaves, vários serviços de consultoria no sentido de otimizar operações em voo.

O modelo criado é responsável por avaliar a sensibilidade da variação do ESFC do motor em questão, em condições de voo cruzeiro, com base nos parâmetros de operação da aeronave que o mesmo propuliona, a Bombardier Aerospace Dash 8-100.

Para a experiência realizada por Majeed, 2009, foi avaliado o impacto da posição do acelerador, da altitude de voo, da temperatura estática do ar e da razão de pressões. Foram ainda avaliados os efeitos de obstrução do compressor e o desgaste da turbina.

Os resultados deste estudo vieram confirmar o esperado:

- O consumo específico de combustível diminui com o decréscimo de potência de cruzeiro. Contudo, é no voo cruzeiro de longo alcance que se consegue a menor taxa de combustível queimado;
- Quanto maior é a altitude de voo, baseado nas condições ISA, mais eficiente é o motor, ou seja, menos combustível é consumido;
- Quanto mais altas as temperaturas, maior é o consumo de combustível;
- Minimizando o caudal de ar de sangria, irá melhorar o consumo de combustível, contudo, é sempre necessário um mínimo de ar comprimido para o condicionamento da cabine e consequente conforto dos passageiros e tripulantes;
- Ao minimizar os efeitos de obstrução do compressor e o desgaste da turbina, a eficiência do motor mantém-se.

## 2.2 Programas Ecológicos

O programa SESAR é o pilar tecnológico do Céu Único Europeu. Visa melhorar o desempenho da gestão do tráfego aéreo (ATM), com a modernização e harmonização dos sistemas ATM, através da definição, desenvolvimento, validação e implantação de soluções tecnológicas e operacionais inovadoras. Estas soluções inovadoras constituem o que é conhecido como o conceito SESAR de operações (Guillermet 2014).

Este conceito é definido no *European ATM Master Plan*. Os seus componentes são desenvolvidos e validados pela empresa comum SESAR JU e são implementados através de projetos conjuntos, *SESAR Deployment Governance and Incentive Mechanisms*. Todos estes três processos (definição, desenvolvimento e implementação) são componentes de um ciclo de vida virtual que envolve ativamente as partes interessadas e a Comissão, em diferentes formas de parcerias.

O programa visa atingir os seguintes objetivos, até 2020:

- Triplicar a capacidade de tráfego do espaço aéreo europeu;
- Decuplicar os níveis de segurança;

- Diminuir em 10% o impacto ambiental; e
- Reduzir os custos de gestão do tráfego aéreo em 50%.

Com a aplicação do *Regulation on Common Projects* (Reg. (UE) 409/2013), (European Commission 2013), a Comissão Europeia iniciou o processo de implementação que irá fechar o ciclo de vida do SESAR e permitir-lhe atingir plenamente as suas vantagens, desde a conceção até a implementação. Através do quadro vinculativo a nível da UE, criado pelo regulamento, a Comissão tem como objetivo garantir que o projeto SESAR evolui rapidamente e de forma transparente para a sua fase de implementação, criando as condições adequadas para a implementação atempada e sincronizada do conceito de operações SESAR em toda a gestão do tráfego aéreo europeu.

Como forma de garantir o intercâmbio de conhecimento e testar os procedimentos numa escala intercontinental, foi lançada a iniciativa AIRE.

A iniciativa AIRE (*Atlantic Interoperability Initiative to Reduce Emissions*) está inserida num protocolo de cooperação assinado pela Comissão Europeia e a FAA para coordenar dois grandes programas de controlo de tráfego aéreo, o SESAR na Europa e o NEXTGEN nos Estados Unidos da América. Esta é a primeira iniciativa ambiental em larga escala a juntar as entidades da aviação dos dois lados do atlântico.

O objetivo da AIRE é capitalizar as atuais tecnologias das aeronaves e melhorar os procedimentos de operação que têm um impacto direto, de curto ou médio prazo, na emissão de gases com efeito de estufa. Ao abrigo desta iniciativa, as diversas entidades envolvidas na gestão do tráfego aéreo, trabalham em conjunto para validar soluções que visem a redução das emissões de CO<sub>2</sub>, em todas as fases de voo.

A AIRE foi lançada em 2007 em cooperação com a FAA, projetada para melhorar a eficiência energética e reduzir o ruído das aeronaves. A SESAR JU é responsável pela sua administração a partir de uma perspetiva europeia. No âmbito desta iniciativa, as partes envolvidas na gestão de tráfego aéreo trabalharam em colaboração para realizar ensaios de voo integrados, validando soluções para a redução das emissões de CO<sub>2</sub> e poupança de combustível em operações no solo, em manobras de aproximação e de descolagem e em domínio oceânico.

Foram, assim, promovidos seis projetos que tiveram lugar em Paris, Madrid, Estocolmo, Portugal e Islândia, para comprovar a eficiência dos procedimentos e as efetivas poupança de combustível e redução de emissões de CO<sub>2</sub>. Como se pode observar na Tabela 1, a análise dos dados obtidos em 1.152 voos realizados, demonstrou que podem ser evitadas 400 toneladas de

CO<sub>2</sub> e, acima de tudo, que “os benefícios ambientais e a razoabilidade económica não são incompatíveis”, como referiu Patrick Ky, Diretor Executivo da SESAR JU (SEASER 2010).

Tabela 1 - Benefícios de emissões de CO<sub>2</sub> por voo na iniciativa AIRE na Europa (SEASER 2010).

Domínio	Localização	Nº de ensaios	CO2 Benefício/voo
Solo	Paris, França	353	190 - 1200 kg
Aproximação e Descolagem	Paris, França	82	100 - 1250 kg
	Estocolmo, Suécia	11	450 - 950 kg
	Madrid, Espanha	620	250 - 800 kg
Oceânico	Santa Maria, Portugal	48	90 - 650 kg
	Reykjavik, Islândia	38	250 - 1050 kg
<b>TOTAL</b>		<b>1152</b>	

Paralelamente, a FAA trabalhou com parceiros selecionados na América do Norte e na Europa, para conduzir ensaios nos domínios oceânicos e de aproximação, em 2009. Completaram 73 ensaios em otimização transatlântica e 68 ensaios para reduzir as emissões na chegada a Miami.

Numa escala regional, o programa SESAR copatrocinou, no âmbito da iniciativa AIRE, o projeto AMBER (*Arrival Modernization for Better Efficiency*), para estabelecer procedimentos de última geração em eficiência de consumo de combustível, visando reduzir as emissões, melhorar as operações de voo e reduzir o ruído (Amber 2014).

A airBaltic, companhia aérea nacional da Letónia, juntamente com os seus parceiros de consórcio Airbus ProSky e Latvijas Gaisa Satiksme, lançou um novo projeto no âmbito da Iniciativa AIRE, para operar os primeiros voos ecológicos da Europa para aeronaves turbohélice. O projeto AMBER, que estabelece novos procedimentos de aproximação PBN - *Performance-Based Navigation*, para o Aeroporto de Riga, visa reduzir as emissões de CO<sub>2</sub> e os níveis de ruído no aeroporto e imediações.

No Aeroporto de Riga, especificamente para o turbohélice Bombardier Q400 NextGen, equipado com o motor em análise na presente dissertação, as abordagens PBN permitem a utilização de rotas mais diretas, até 30 milhas náuticas mais curtas do que anteriormente. Possibilitam também as designadas CDO- *Continuous Descent Operations* (operações de descida contínua), da altitude cruzeiro para a aproximação final. Estes desenvolvimentos proporcionam reduções de emissões de CO<sub>2</sub> até 300 kg em todos os voos desta aeronave. Quando analisado para a totalidade da frota da airBaltic, representa uma redução de emissões de CO<sub>2</sub> de cerca de 5.000.000 kg anuais, o equivalente ao CO<sub>2</sub> emitido por 640 carros a circular em cidade, no mesmo período de tempo.

"Os novos procedimentos ecológicos que serão instituídos e validados com os turbohélice Bombardier Q400 NextGen acabarão por estar disponíveis para qualquer companhia que voe para Riga com aeronaves devidamente equipadas. Estes procedimentos (...) irão igualmente beneficiar as operações fora de Riga, por via da sua incomparável eficiência de consumo de combustível ", afirma o Comandante Pauls Calitis, vice-Presidente de Operações de Voo da airBaltic (Vanags 2013).

Com este programa, o projeto SESAR será capaz de demonstrar que toda a comunidade da aviação comercial, incluindo as aeronaves regionais, pode evoluir e reduzir o seu impacto sobre o meio ambiente.



### 3 Enquadramento Contextual

O princípio de funcionamento deste tipo de motores é o mesmo de qualquer turbina a gás alimentada a ar, com a finalidade de transformar energia térmica em força propulsiva através da compressão e combustão de gases. Para que seja possível, são necessários, pelo menos, três componentes: compressor, câmara de combustão e turbina, como mostra a figura 4.

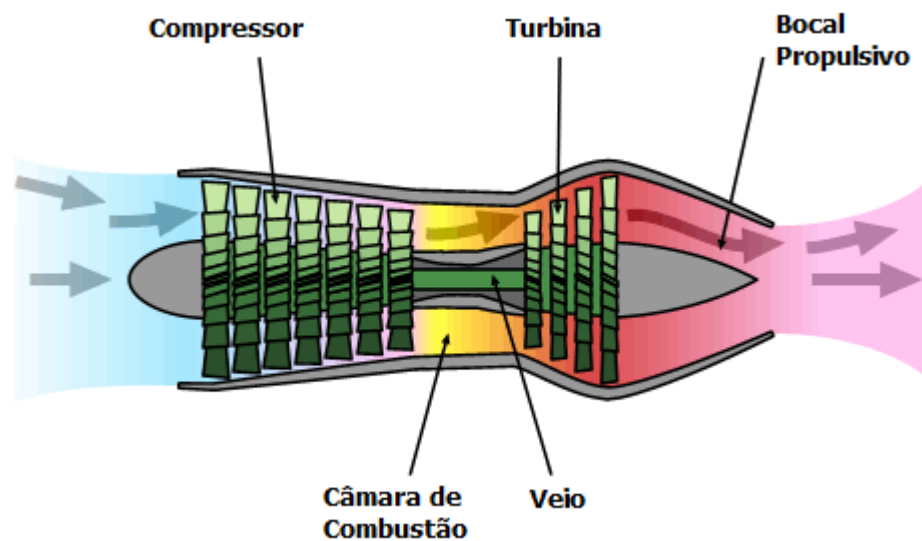


Figura 4 - Configuração de uma turbina de gás de um eixo (Wikipédia 2008).

A configuração apresentada na figura 4 é das mais simples utilizadas, tanto em motores a jato como em turboreixo, turbopropelante e/ou turbopropelante.

Em termos gerais, o fluxo de ar passa pela admissão, é em seguida comprimido pelo compressor e dirigido, posteriormente, para a câmara de combustão. Onde é misturado com combustível, o qual é queimado, atingindo-se altas temperaturas. Os gases de combustão ao passar pelas pás da turbina promovem a sua rotação (extraíndo energia do fluxo de gases) que, por sua vez, através de um eixo, transmitem o movimento rotativo ao compressor. A energia não despendida no processo anterior é utilizada, na expulsão dos gases no bocal, criando força propulsiva adicional à transmitida ao hélice.

No motor turbopropelante, o binário transmitido pela turbina ao eixo, não só aciona o compressor, como também o hélice através de uma caixa redutora (caixa de engrenagens). Como o diâmetro do hélice é superior ao da admissão, o ar que passa pelo hélice e não é admitido pelo motor, provoca, por si só, grande parte da força propulsiva, o que faz com que este motor seja considerado híbrido (ver figura 5).

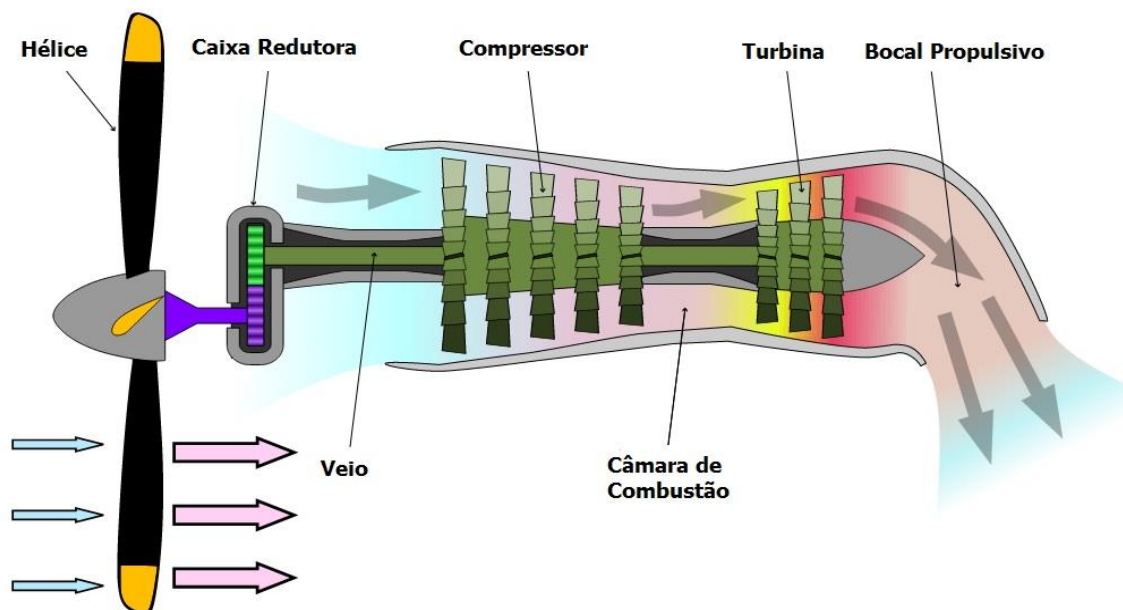


Figura 5 - Motor turbohélice (El-Sayed 2008).

### 3.1 Parâmetros de Estudo

Como em qualquer estudo paramétrico, o objetivo é, fazendo variar isoladamente cada um dos parâmetros independentes, observar o comportamento dos parâmetros dependentes e tentar compreender a interdependência entre eles.

Neste estudo, vão fazer-se variar quatro parâmetros de entrada ou independentes, particularmente a RP do compressor, a TET, a altitude e a velocidade de voo. Tendo como objetivo perceber a influência nos parâmetros de saída ou dependentes, nomeadamente, ESHP e ESFC. Esta relação permite perceber o efeito dos parâmetros independentes mencionados, no desempenho do motor.

Este conhecimento é necessário para o desenvolvimento e otimização do desempenho de cada componente do motor.

### 3.2 Diferentes Configurações do Turbohélice

Existem várias configurações distintas dos motores turbohélice, pelo que a sua classificação pode ser dividida em três grupos: configuração do motor em si, do hélice acoplado e de como é integrado na aeronave (El-Sayed 2008).

Em relação à configuração do motor, esta pode diferir na forma como é feita a admissão de ar, do número de veios que o constituem e do modo de como é conectado o hélice. A admissão de ar no motor turbohélice pode ser axial, axi-simétrica ou em “spoon”, onde a entrada de ar, cuja forma pode variar, se localiza na parte inferior do motor. O número de veios varia,



normalmente, entre um e três, dependendo da potência requerida, e o hélice pode ser acionado por uma turbina livre ou pela mesma turbina que aciona o compressor de baixa pressão.

A configuração do hélice é outro dos fatores determinantes na classificação do motor. Este pode ser de passo fixo ou variável e, neste último caso, poderá ser ajustável no solo ou controlável em voo.

A forma como o motor é configurado na aeronave também é importante, podendo este estar localizado à frente e ser um hélice do tipo “puxa”, ou localizado na traseira da aeronave sendo, neste caso, considerado um hélice do tipo “empurra”. A diferença entre as duas configurações depende do tipo de missão para que a aeronave foi projetada, embora a configuração “puxa” seja a mais convencional.

No caso do PW150A em estudo, um motor de três eixos, em que um dos veios é uma turbina livre, a admissão de ar é do tipo “spoon”, de forma elítica, e o hélice de passo variável controlável em voo. Este motor equipa a aeronave Bombardier Q400, com uma configuração “puxa” bimotor.

### 3.3 Hélice

O hélice associado ao motor PW150A, que propulsiona a aeronave Bombardier Q400, é o Dowty R408 fabricado pela Dowty Rotol, uma empresa Britânica especializada em hélices e seus componentes criada em 1937 pela Rolls-Royce, mais tarde vendida e agora associada à General Electric.

Atualmente, esta empresa equipa diversas aeronaves. Além do Dash 8 Q400, opera também os Saab 340 e 2000, o Alenia C-27 Spartan e, entre outros, o recente modelo do famoso C-130J, conhecido como o Super Hercules, fabricado pela Lockheed Martin e utilizado, por exemplo, pela Força Aérea Portuguesa (GE Aviation 2013).

O hélice, composto por seis pás, produzidas totalmente em compósito, é de ângulo de ataque variável controlado pela *Pitch Control Unit* (PIC), que é comandada eletronicamente pela *Propeller Electronic Controller* (PEC), com um design bastante moderno de varrimento das pás (EASA 2008).

### 3.4 Ciclo de Brayton

Um motor não é mais do que um conversor que transforma energia química armazenada nas ligações entre átomos do combustível em energia mecânica, sendo sempre dissipada alguma percentagem dessa energia. Existem, no entanto, diversas formas de fazer essa transformação,

como são, por exemplo, os casos dos motores alternativos (a pistão), das turbinas de gás e dos pulsejet.

Numa análise termodinâmica, as turbinas de gás são uma aproximação do modelo ideal de Brayton, conhecido também por Joule-Brayton (ver figura 6). Este modelo é constituído por três componentes, um compressor, uma câmara de combustão e uma turbina, onde serão visíveis dois processos isentrópicos e outros dois isobáricos, nas quais o fluido de trabalho é o ar, que pode ser considerado como um gás ideal, que segue um circuito fechado (Lane 2007).

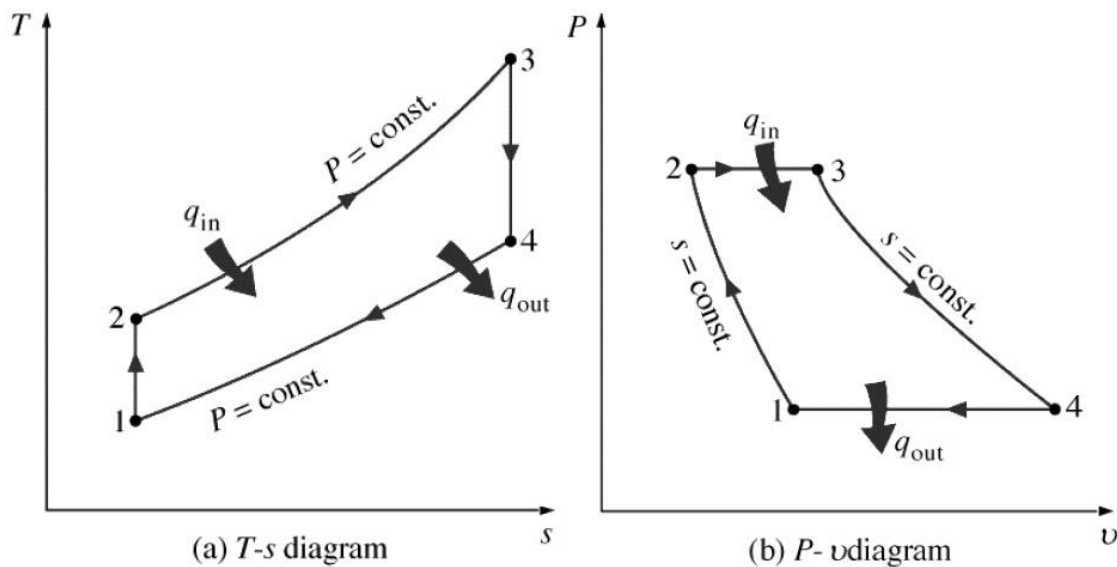


Figura 6 - Diagrama Temperatura - Entropia (a) e Pressão - Volume (b), (Yanagihara n.d.).

Na figura 6, são apresentados os diagramas de temperatura vs. entropia e pressão vs. volume do modelo criado por George Brayton. A partir destes dois esquemas, pode identificar-se as quatro fases que constituem o ciclo: Uma primeira fase de compressão isentrópica (1-2), seguida de adição de calor a pressão constante (2-3), posteriormente, vemos uma expansão também isentrópica (3-4) e, por fim, uma rejeição de calor isobárica (4-1).

Facilmente se aplica este ciclo a uma turbina de gás: existe uma primeira fase de admissão de ar, nas condições ambiente, que vai passar pela admissão e pelo compressor de modo a aumentar a sua temperatura e pressão (1-2); seguidamente, o ar é direcionado para câmara de combustão, onde será misturado com combustível e queimado a pressão constante, aumentando bastante a sua temperatura (2-3); após a queima, o ar atravessa uma turbina que vai fazer a expansão dos gases, extraíndo energia e o bocal propulsivo, diminuindo a sua pressão e temperatura (3-4); a última etapa não ocorre fisicamente uma vez que o ciclo é aberto, mas termodinamicamente para ser um ciclo, o estado final do último processo tem que coincidir

com estado inicial do primeiro processo, pelo que se cria o processo de arrefecimento isobárico (4-1).

As variantes em que se considera o ciclo fechado e o aberto estão representados na figura 7.

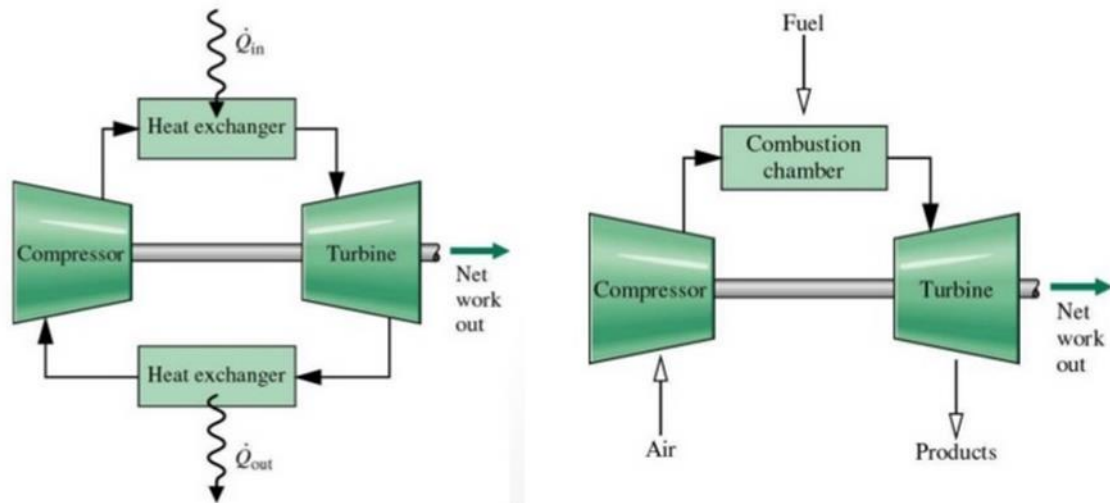


Figura 7 - Ciclo de Brayton fechado e aberto (Otilio 2014).



## 4. Requisitos do Motor

### 4.1 Objeto de Estudo

O objeto de estudo desta dissertação é o motor turbohélice PW150A, produzido pela P&WC. Pertencente à família de motores PW100, que entrou em serviço em meados da década de 80 sendo uma das mais versáteis do mundo a equipar, maioritariamente, aeronaves de asa fixa com uma margem de 1.800 a 5.000 shp. Foram produzidos mais de 6.000 motores para cerca de 365 operadores, fazendo destas turbinas uma referência de baixo consumo e emissões de CO<sub>2</sub> (P&WC n.d.).

Esta geração de reatores de hélice de turbina livre, são constituídos por três eixos, dois compressores centrífugos (exceto o modelo 150A, que contém um compressor axial de baixa pressão com três estágios), acionados pelas respectivas turbinas mono-estágio arrefecidas. Estes reatores estão equipados com uma câmara de combustão anelar de fluxo invertido e uma turbina livre composta por dois estágios, responsável por transmitir movimento rotativo ao hélice, através de uma caixa redutora (ver figura 8).

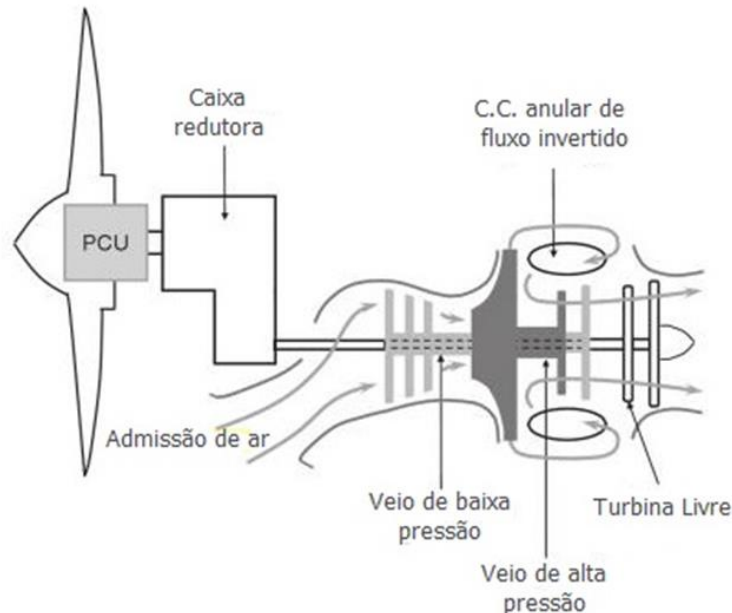


Figura 8 - Configuração do turbohélice PW150A (MacIsaac & Langton 2011).

Embora esta linhagem de motores já tenha três décadas de existência, apresenta-se tecnologicamente bastante avançada, como é o caso do modelo em estudo, o PW150A que,

como afirma a própria companhia, se tornou um líder global assim que entrou em serviço em 2000 (P&WC n.d.).

Com uma construção modular de fácil manutenção, o mais potente da família PW100, tem uma conceção geral idêntica aos restantes, exceto no compressor, que é axial incorporando três estágios, seguido de um mono-estágio centrífugo ao invés de dois centrífugos de um estágio cada. Este turbohélice tem dimensões substancialmente superiores e um mecanismo de controlo total do combustível no motor a que se deu o nome de FADEC - *Full Authority Digital Electronic Control*.

Foi com base nas características acima indicadas que se optou pela escolha deste motor, certificado em junho de 1998 e desenhado para propulsionar o conhecido bimotor Bombardier Q400. Está ainda em desenvolvimento uma modificação deste modelo (PW150B) para propulsionar o Shaanxi Y-8F600, equipado com quatro motores, fruto do acordo feito a 6 de Novembro de 2002 entre a *China Aviation Industry Corporation II* (AVIC) e a P&WC (Pike 2011).

## 4.2 Pressupostos

De modo a ser possível realizar os cálculos e analisar o presente estudo paramétrico, foi necessário definir alguns pressupostos. Foi ainda essencial adotar, para este motor, alguns valores que não se encontram publicados. Nestes casos foram assumidos valores padrão ou de projetos relativos a motores similares. (El-Sayed 2008; Cohen et al. 1996):

- Fluxo unidimensional;
- Comportamento do fluído como sendo um gás perfeito;
- Compressões e expansões politrópicas;
- Fluxo uniforme;
- Operação do motor num dia padrão;
- Não foi tida em conta a energia fornecida aos acessórios;
- A quantidade de ar comprimido não é considerada;
- Foram considerados valores de  $C_p$  e  $\gamma$  para o ar fresco ( $C_{p_a} = 1005 \text{ J/kg.K}$  e  $\gamma_c = 1,4$ ) e para os produtos de combustão ( $C_{p_g} = 1148 \text{ J/kg.K}$  e  $\gamma_g = 1,333$ );
- Os dois compressores são considerados como um só, movimentados por uma única turbina;
- Não é considerado o efeito da perturbação de ar pelo hélice na entrada de ar no motor.

### 4.3 Motor PW150A

O motor PW150A é um turbohélice convencional, projetado para propulsionar a aeronave de médio alcance, Bombardier Q400. Este motor, em operação desde 2000, é o mais potente da família PW100, construído pela P&WC. Com cerca de 5.000 cavalos este é um motor de baixas emissões de CO<sub>2</sub>, com grande eficiência no consumo de combustível.

#### 4.3.1 Configuração

Este motor é constituído por três veios com um compressor de baixa pressão axial de três estágios e um compressor centrífugo de alta pressão, acionados pelas respectivas turbinas mono-estágio arrefecidas. Estes reatores estão equipados com uma câmara de combustão anelar de fluxo invertido e uma turbina livre composta por dois estágios, responsável por transmitir movimento rotativo ao hélice, através de uma caixa redutora (ver figura 9).

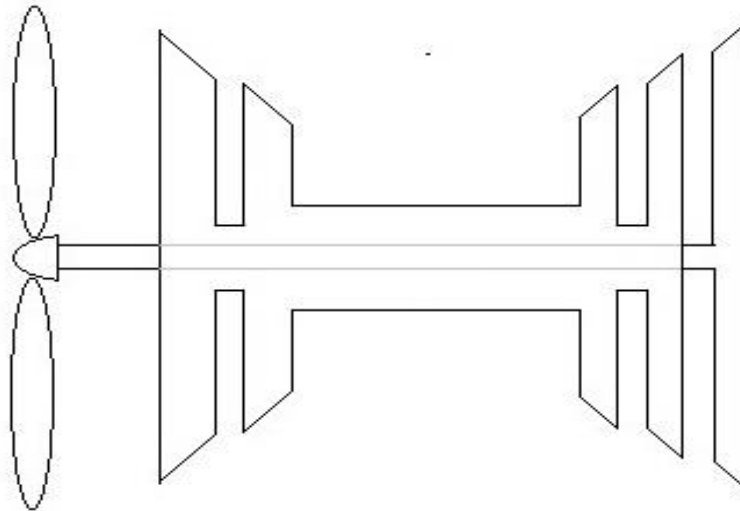


Figura 9 - Configuração do motor PW150A

No presente estudo, por insuficiência de informação sobre a razão de pressões individualizada, os compressores foram considerados como um só e, consequentemente, movimentados por uma única turbina, conforme o esquema apresentado na figura 10.

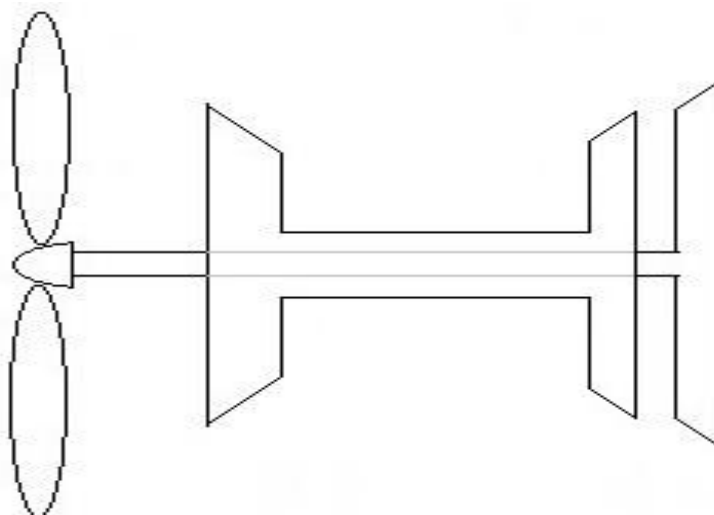


Figura 10 - Configuração do motor PW150A, assumida, utilizada no presente estudo

### 4.3.2 Notação das Estações

A notação das estações nas turbinas de gás na comunidade aeronáutica segue a recomendação da Astronautics, 2005, de acordo com a numeração infra:

Estação	Localização
0	Escoamento livre
1	Entrada do motor
2	Entrada do compressor
3	Saída do compressor
4	Entrada na turbina
5	Saída da turbina
6	Entrada do pós-combustor
7	Entrada do bocal
8	Garganta do bocal
9	Saída do bocal (só para divergentes)

Para a configuração do motor sujeito a este estudo paramétrico, seguindo a recomendação supra, foi atribuída a numeração constante na figura 11.



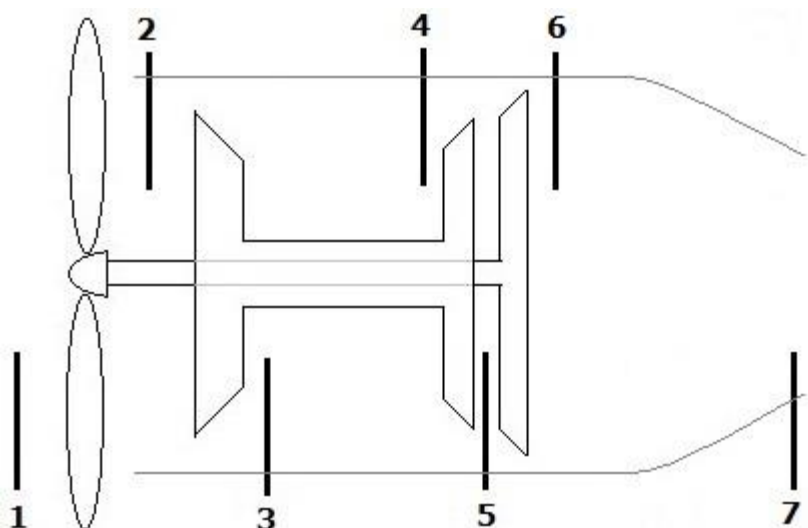


Figura 11 - Numeração das secções do motor do presente estudo

A numeração apresentada na figura 11 corresponde à notação supramencionada, tendo sofrido pequenas alterações a partir da secção entre a turbina do compressor e a turbina livre, de modo a ser consecutiva e de mais fácil perceção.

#### 4.3.3 Modelo Matemático

Os cálculos deste estudo paramétrico foram efetuados com base em “Mechanics and Thermodynamics of Propulsion” de Hill & Peterson, 1992 e “Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines” de El-Sayed, 2008, através de um modelo matemático criado no *software* MATLAB.

Nesta análise, pretende-se verificar qual o impacto da variação de determinados parâmetros independentes no desempenho da aeronave, avaliando-se este através dos parâmetros designados de saída ou dependentes.

Como parâmetros de entrada, foram definidos a velocidade de voo, a altitude de voo, a RP do compressor e a TET do motor, provocando a variação dos mesmos, isoladamente, de forma realista, com o intuito de avaliar a sua influência direta no desempenho do motor (ESHP e ESFC).

Saliente-se que, através destes dois parâmetros, se podem estimar vários outros, por terem com eles uma relação direta e proporcional. Através da variação da potência propulsiva equivalente e do consumo de combustível, em função da alteração dos parâmetros de entrada, avalia-se, por exemplo, a variação da tração no primeiro caso, e a variação de custos de operação e as emissões de CO<sub>2</sub>, no segundo.

De forma a começar a desenvolver o modelo matemático, foi necessário atribuir valores a parâmetros específicos de desempenho do motor PW150A. Foram obtidos os seguintes dados em artigos publicados.

Tabela 2 - Valores de parâmetros utilizados no modelo matemático e respectivas referências

Parâmetro		Valor	Referência
TET [K]		1553,2	(Majeed 2009), (Hosking et al. 1998)
Caudal mássico de ar de admissão [kg/s]		14,440	(Hosking et al. 1998)
RP		17,970	
Velocidades [m/s]	Máxima	185,279	(Bombardier 2014)
	Cruzeiro alta	179,446	
	Cruzeiro média	165,557	
	Cruzeiro de longo alcance	147,779	
Teto máximo [m]		7620	

Na tabela 3 seguinte encontram-se as eficiências para os respetivos parâmetros utilizados no modelo matemático. Foram utilizados valores de projeto publicados por El-Sayed, 2008 e Majeed, 2009.

Tabela 3 - Valores de projeto assumidos para o modelo matemático

Eficiência	Valor
Admissão	0,95
Compressor	0,95
Câmara de combustão	0,98
Mecânica do veio de alta pressão	0,98
Turbina do compressor	0,95
Turbina livre	0,95
Mecânico do veio da turbina livre	0,98
Caixa redutora	0,95
Hélice	0,8
Bocal propulsivo	0,95

Nos cálculos apresentados infra, são utilizados (ver tabela 4):

Tabela 4 - Simbologia utilizada no modelo matemático

$T$	Tração total
$T_j$	Tração produzida pelos gases de escape
$T_{pr}$	Tração produzida pelo hélice
$T/\dot{m}$	Tração específica total

$\dot{m}_a$	Fluxo de massa de ar
$\dot{m}_f$	Fluxo de combustível
$f$	Razão ar/combustível
$U_e$	Velocidade de saída dos gases
$U$	Velocidade de voo
$\eta_{pr}, \eta_g, \eta_{ft}, \eta_{mft}, \eta_e$	Rendimentos do hélice, caixa redutora, turbina livre, veio da turbina livre e bocal propulsivo, respetivamente
$\alpha_{ótimo}$	Coefficiente de trabalho ótimo
$\Delta h_{5-7}$	Variação de entalpia do setor 5 ao 7
$Cp_g$	Calor específico a pressão constante dos gases após a combustão
$Y_g$	Razão de calor específico dos produtos da combustão
$T_{05}$	Temperatura no setor 5
$P_a, P_{05}$	Pressão na admissão e no setor 5, respetivamente
$W_{ft}, W_{shaft}$	Trabalho produzido pela turbina livre e pelo eixo, respetivamente
$shp$	Potência ao eixo
$ESFC$	Consumo de combustível equivalente
$ESHP$	Potência equivalente

A tração total do motor é obtida através de duas componentes: a tração gerada pelo hélice e a tração gerada pela saída dos gases pelo bocal propulsivo:

$$T = T_{pr} + T_j \quad (1)$$

Em que a tração obtida pelos gases representa-se por:

$$T_j = \dot{m}_a [(1 + f) U_e - U] \quad (2)$$

$$U_e = \sqrt{2(1 - \alpha)\eta_e \Delta h_{5-7}} \quad (3)$$

E a tração gerada pelo hélice é definida por:

$$T_{pr} = \frac{\dot{m}_a \eta_{pr} \eta_g}{U} [(1 + f) \eta_{ft} \eta_{mft} \alpha \Delta h_{5-7}] \quad (4)$$

Assim, juntando e manipulando as equações (2) e (4), teremos uma tração específica ( $T/\dot{m}$ ):

$$\frac{T}{\dot{m}} = \frac{\eta_{pr}\eta_g}{U} [(1+f)\eta_{ft}\eta_{mft}\alpha\Delta h_{5-7}] + [(1+f)\sqrt{2(1-\alpha)\eta_e\Delta h_{5-7}} - U] \quad (5)$$

Considera-se um coeficiente,  $\alpha$  e uma variação de entalpia  $\Delta h$  obtidos através das equações:

$$\Delta h_{5-7} = C p_g \cdot T_{05} \times \left[ 1 - \left( \frac{P_a}{P_{05}} \right)^{\frac{\gamma g - 1}{\gamma g}} \right] \quad (6)$$

$$\alpha_{otimo} = 1 - \frac{U^2}{2\Delta h_{5-7}} \times \left[ \frac{\eta_e}{\eta_{pr}^2 \eta_g^2 \eta_{mft}^2 \eta_{ft}^2} \right] \quad (7)$$

Foi provado por Lancaster, em 1959, que existe um valor ótimo para a velocidade de saída dos gases de escape que, produz a máxima tração, para determinados valores de velocidade de voo, TET e respectivas eficiências.

O valor do coeficiente é assumido como o ideal, o que significa que a tração tem o seu valor ótimo. Assim, da fase 5 à 7, há uma expansão completa para a pressão ambiente, induzida pela turbina livre, que impulsiona o hélice, e pelo bocal propulsivo. A representação dos processos de expansão sucessiva na turbina de energia livre e bocal é apresentada na figura 12:

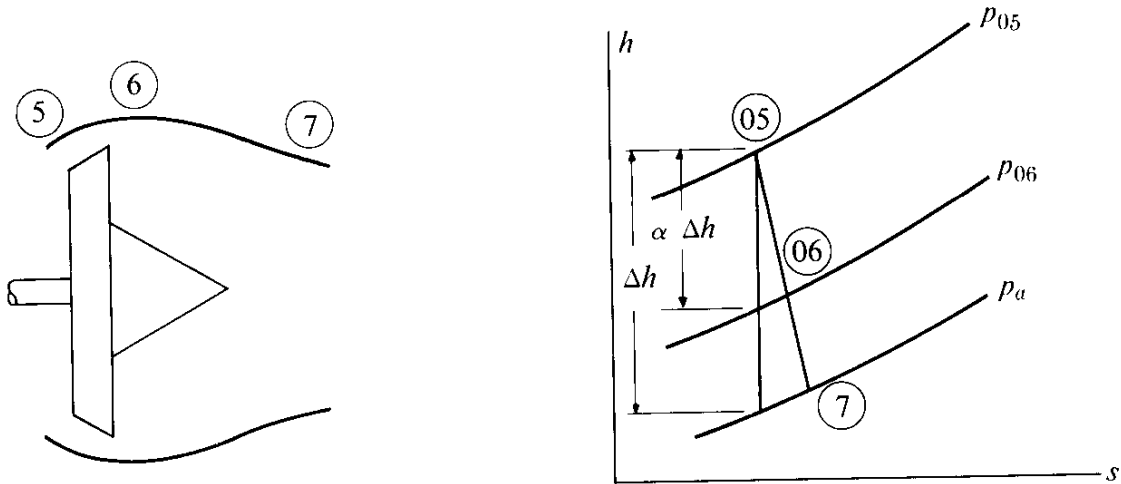


Figura 12 - Gráfico entalpia-entropia da expansão de gases na turbina e bocal propulsivo de um motor turbohélice (Hill & Peterson 1992).

Para esta classe de motores, o turbohélice, o consumo de combustível é designado de consumo específico de combustível equivalente e consegue-se através de:

$$ESFC = \frac{\dot{m}_f}{ESHP} \quad (8)$$

Em que, como referido na tabela nº 4, a potência é identificada como *ESHP*.

$$ESHP = shp + \frac{Tj \times U}{745,7 \times \eta_{pr}} \quad (9)$$

Onde o valor “745,7” é apenas um fator de conversão.

*shp*:

$$shp = \eta_{pr} \cdot \eta_g \cdot \dot{m}_a \times W_{shaft} \quad (10)$$

O trabalho realizado pelo eixo da turbina livre, é conseguido através de:

$$W_{shaft} = \eta_{mft} \times W_{ft} \quad (11)$$

$$W_{ft} = \eta_{ft} \times \Delta h_{5-7} \quad (12)$$



## 5 Resultados

Os resultados desta análise paramétrica permitiram perceber a consequência da variação da RP do compressor, da TET, o efeito da velocidade de voo e da altitude de voo no desempenho do ciclo da turbina de gás, responsável por movimentar o hélice. Os fatores que mais influenciam o desempenho do motor foram aqui examinados e os resultados são comparados em diferentes critérios, tais como, potência propulsiva equivalente e consumo específico de combustível. As variações e valores obtidos foram, em grande parte, os esperados.

### 5.1 Efeito da Razão de Pressões

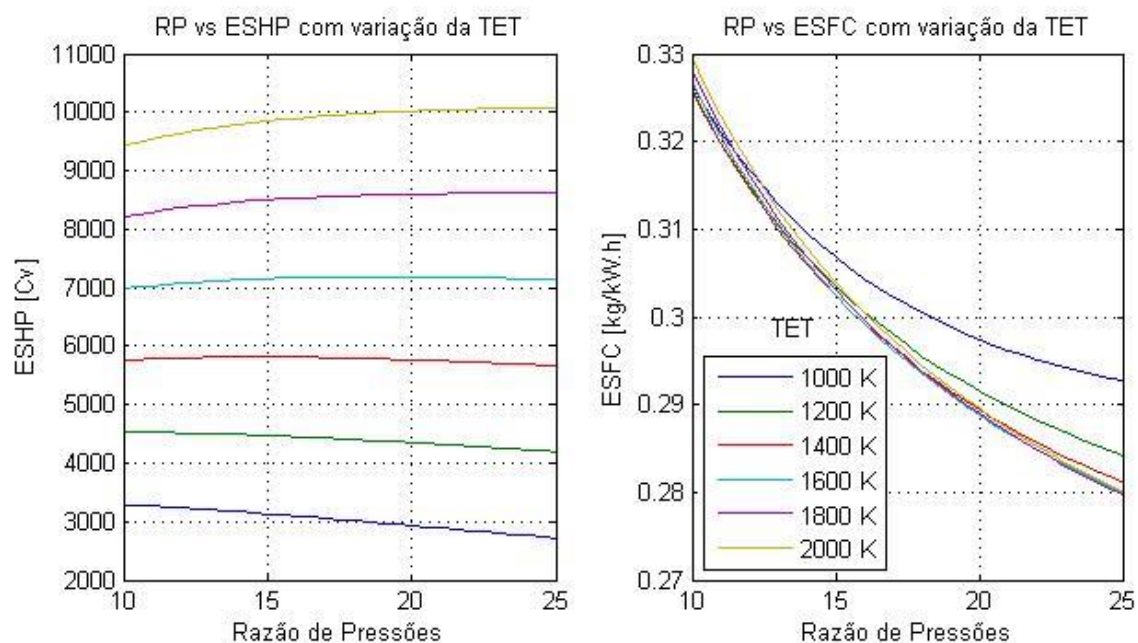


Figura 13 - Efeito da RP do compressor na ESHP (a) e no ESFC (b) para vários valores de temperatura de entrada na turbina

A figura 13 apresenta a influência da RP do compressor na potência equivalente e no consumo específico do motor para vários valores de temperatura na entrada na turbina.

É possível constatar, a partir do gráfico (a) da figura 13, que a potência equivalente do motor, medida em cavalos (Cv), aumenta ligeiramente com a variação da RP e mais expressivamente com o aumento da TET, até um certo ponto.

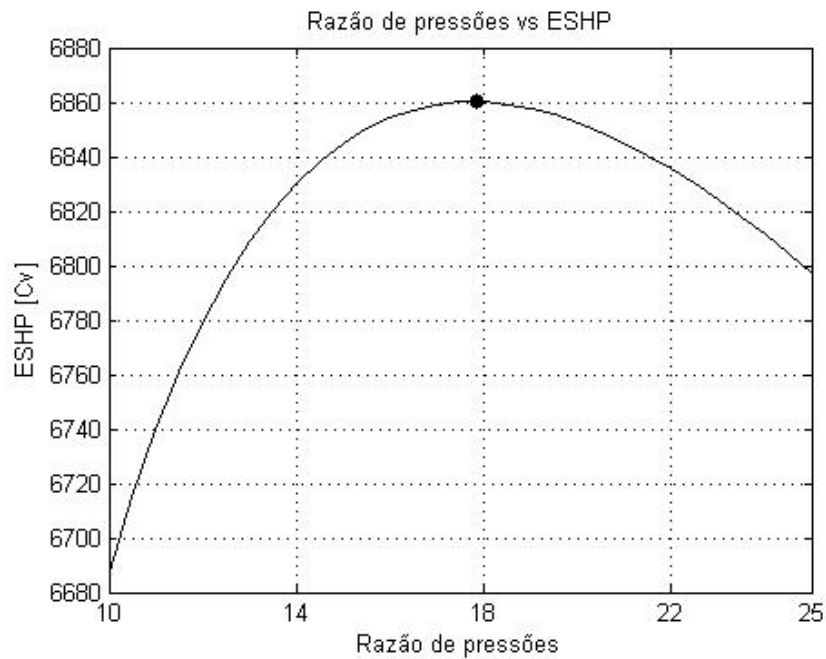


Figura 14 - Efeito da razão de pressões na ESHP

Este ponto, <presentado na figura 14, representa o ponto ótimo de compressão e, neste caso, equivale a uma RP de 18, que alcança 6860 cavalos de ESHP, para o valor de TET referenciado na tabela 2. A jusante desse ponto, observa-se um decréscimo na ESHP. De referir que o motor em estudo, segundo as referências consultadas, possui uma razão de pressões de 17,97, que é bastante próximo do ponto ótimo obtido neste estudo.

A decisão de variação da RP entre 10 e 25 deve-se ao facto de serem os valores considerados comuns, embora em constante evolução, para aeronaves civis em motores desta dimensão e potência.

Em relação ao consumo de combustível, conseguimos observar, na figura 13 (b), que este diminui com o aumento da RP. Quando a variação da razão de pressões é entre 10 e 15, o ESFC desce bastante, cerca de 0,0235 kg/kW.h. No entanto, à medida que a RP e a TET aumentam, a redução do consumo é menor. O ponto ótimo de RP (17,97) equivale a um ESFC de 0,293 kg/kW.h (ver figura 14).



## 5.2 Efeito da Temperatura de Entrada na Turbina

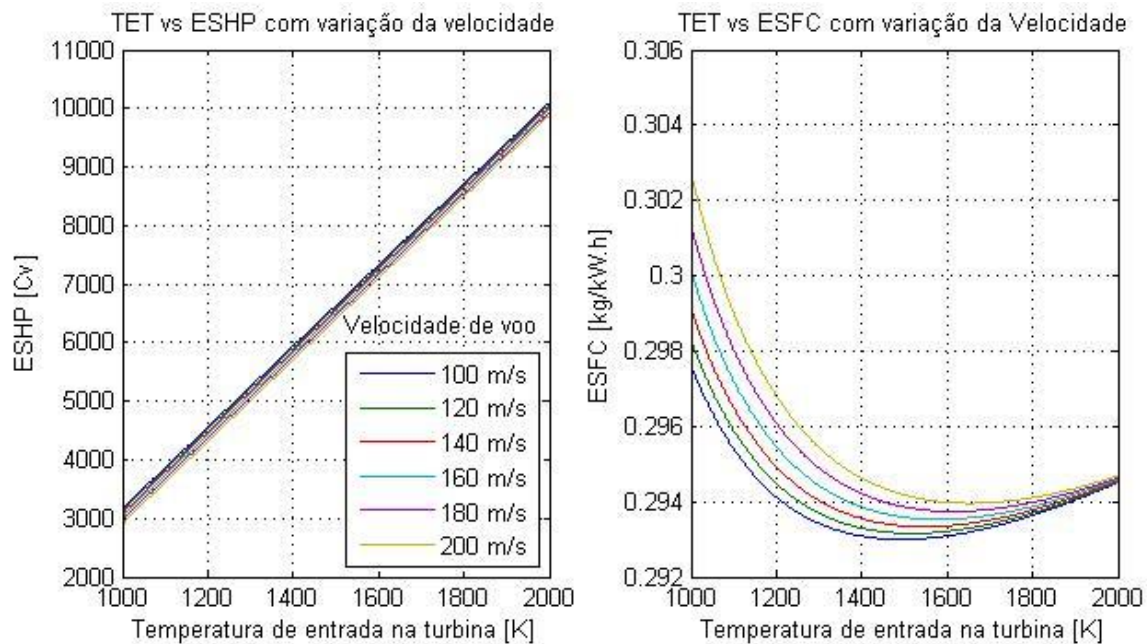


Figura 15 - Efeito da TET na ESHP (a) e no ESFC (b) para várias velocidades de voo

A figura 15, revela a importância da TET, num motor de turbinas de gás.

O primeiro gráfico (figura 15 (a)) mostra a sua enorme influência na potência equivalente produzida pelo motor e, como é possível verificar, à medida que a TET aumenta, a ESHP cresce linearmente, com uma influência muito ligeira da velocidade de voo. Numa variação de 1000 K, entre 1000 K e 2000K, a ESHP aumenta mais que um fator de três. Para a TET referenciada neste motor, cerca de 1553,2 K, obtêm-se 6500 Cv de ESHP.

No gráfico (b) da figura 15, observa-se a influência da TET no consumo específico do motor e podemos notar um comportamento em que o ESFC decresce abruptamente até um ponto mínimo e, passado esse ponto, verifica-se um ligeiro aumento no ESFC. O impacto da velocidade de voo é bastante significativo até aos 1800 K, a partir desse valor, como se verifica, o efeito da velocidade de voo vai diminuindo.

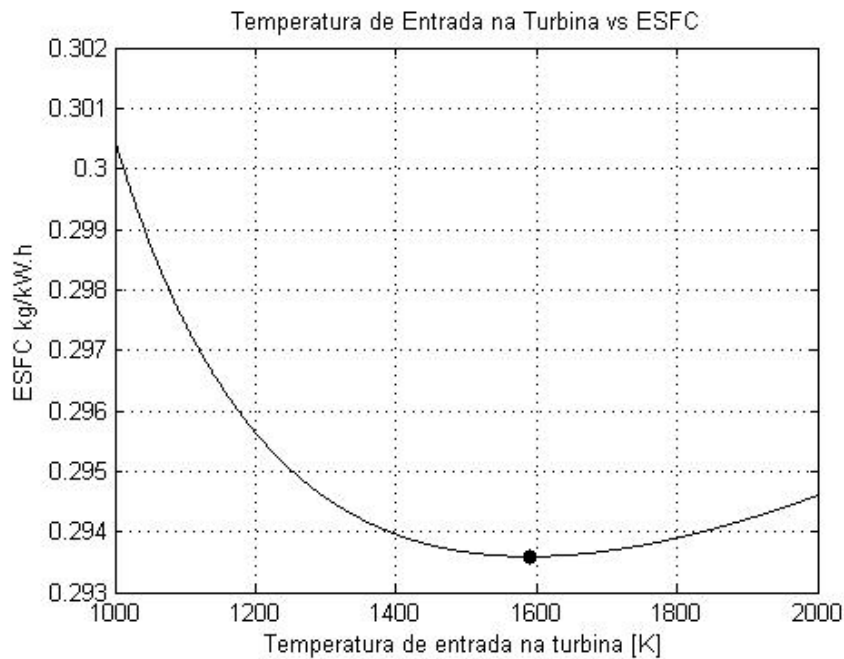


Figura 16 - Efeito da Temperatura de entrada na turbina no ESFC

Na figura 16 está destacado o valor de mínimo consumo de combustível para velocidade de cruzeiro de 166 m/s.

O ponto mínimo assinalado na figura 16 é ligeiramente inferior a 1600 K. Este valor pode ser relacionado com o valor supra referenciado na tabela 4 de 1553,2 K, utilizado como padrão para este estudo. Com alguma discrepância, este valor para a TET foi, com certeza, projetado com o intuito de reduzir significativamente o consumo de combustível e poder, assim, reduzir os custos de operação e, como consequência, as emissões de CO<sub>2</sub>. A ligeira diferença entre estes dois valores deve-se aos pressupostos utilizados na presente dissertação.

De referir que este é um parâmetro de alguma sensibilidade, uma vez que, para se aumentar a TET, são necessárias algumas modificações no motor. Pode optar-se por fazer uma passagem de ar em *bypass* para o arrefecimento das turbinas ou utilizar, nas pás, materiais capazes de suportar maiores temperaturas, entre outras soluções.

### 5.3 Efeito da Velocidade de Voo

Na figura 17 é possível perceber o efeito da velocidade de voo no que diz respeito à ESHP e ao ESFC do motor.

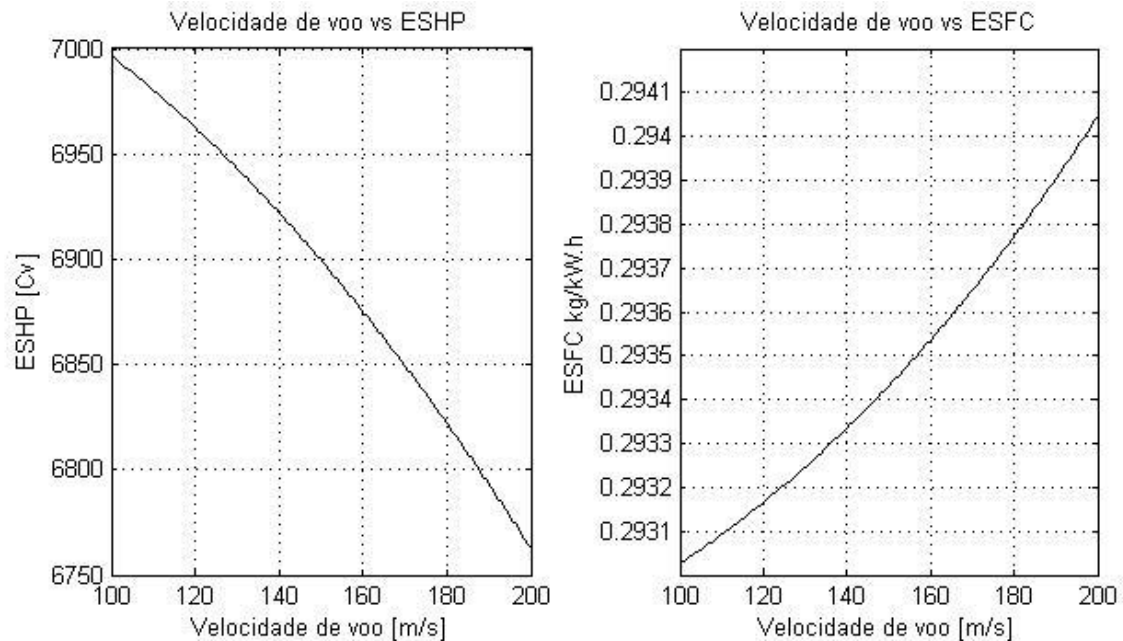


Figura 17 - Efeito da velocidade de voo na ESHP (a) e no ESFC (b)

Relativamente a ESHP, é possível visualizar uma clara redução de potência ao aumentar a velocidade de voo. Como é referenciado anteriormente, em voo de cruzeiro temos: 179,4 m/s, 165,5 m/s e 147,8 m/s para velocidades de cruzeiro máxima, média e de longo alcance, respetivamente.

Ao analisarmos o gráfico relativo ao ESFC e à sua variação, influenciada pela velocidade de voo, verifica-se um aumento do mesmo, o que é fácil de perceber, uma vez que, para o motor atingir maior velocidade, terá que queimar mais combustível. E, analisando as velocidades de cruzeiro consideradas, da mais baixa até à mais alta, temos apenas um aumento de ESFC de 0,00035 kg/kW.h.

Verifica-se que este parâmetro tem um efeito reduzido no ESFC da aeronave, apenas grandes variações na velocidade de voo influenciam significativamente o consumo da mesma. No entanto, no que respeita à ESHP a sua influência já é notória.

Como foi visto anteriormente, não tem interesse analisar o comportamento do motor para velocidades acima dos 200 m/s, uma vez que estas aeronaves são projetadas para velocidades inferiores a este valor e a sua eficiência desce bruscamente.

## 5.4 Efeito da Altitude de Voo

A altitude de voo influencia uma série de parâmetros. Com a variação da altitude de voo, alteram-se, consequentemente, a temperatura, pressão e densidade do ar a que as turbinas vão operar.

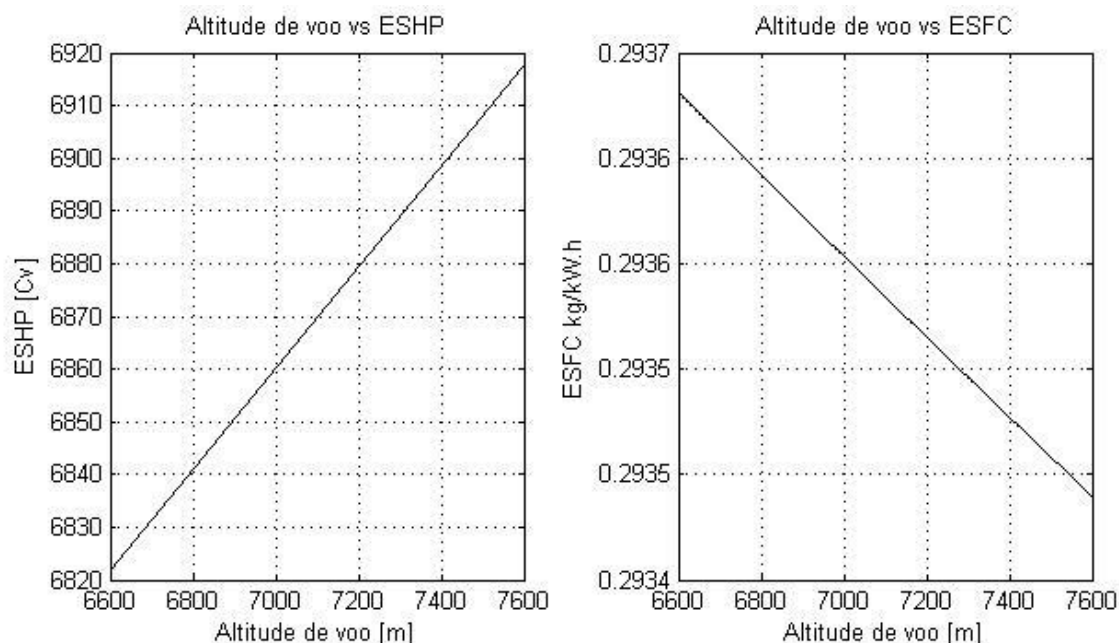


Figura 18 - Efeito da altitude de voo na ESHP (a) e no ESFC (b)

Ao fazer variar a altitude de voo entre 5600 m e 7600 m (teto máximo da aeronave), conseguimos perceber o seu efeito na ESHP. O crescimento é linear. Assim, obtém-se a potência máxima propulsiva equivalente ao operar próximo do limite de altitude da aeronave.

No que diz respeito ao ESFC do motor, este diminui com o aumento da altitude de operação da aeronave. Como na ESHP, quanto mais elevada for a altitude de voo, menor é o consumo de combustível. Grande parte desta redução de ESFC deve-se ao decréscimo de temperatura a maiores altitudes, isto porque a temperatura ambiente e a densidade têm impacto no desempenho do motor, pela influência na massa de ar admitida. Deve-se ainda ao facto da aeronave ter sido projetada para melhor eficiência em voo de cruzeiro (condição de voo em que permanece a maior parte do voo), à altitude de cruzeiro. Assim sendo, a eficiência mecânica dos componentes foi projetada para altitudes de cruzeiro.

Bem como o parâmetro anterior, relativo à velocidade de voo, também a altitude tem pouco impacto no ESFC do motor. Quer isto dizer que, grandes variações nestes dois últimos parâmetros independentes, provocam somente ligeiras variações na variação de consumo específico de combustível do motor. Por sua vez, a sua variação tem um efeito significativo na ESHP do motor.

# 6 Conclusão e Trabalhos Futuros

## 6.1 Conclusão

Numa altura em que a indústria aeronáutica tem estado sujeita a uma grande pressão por parte dos ecologistas, no que diz respeito à emissão de gases poluentes, e tem sofrido bastante com o aumento dos preços dos combustíveis, algumas soluções que se pensavam já não serem viáveis, voltaram a entrar no radar das empresas desta indústria.

O caso das aeronaves turbohélice é um bom exemplo para o comprovar. Esta classe de aeronaves era vista como antiquada, barulhenta e desconfortável, no entanto, com o aumento do preço dos combustíveis e exigência de redução das emissões, foi do interesse dos fabricantes e companhias de voos regionais, investir novamente neste conceito.

Este estudo teve como objetivo principal analisar a influência de alguns parâmetros no desempenho do motor turbohélice e concluir quais os valores ótimos de cada parâmetro para a obtenção de maior potência e menor consumo. O objeto de estudo foi o motor PW150A, fabricado pela P&WC, que equipa a aeronave regional Bombardier Q400.

Os parâmetros estudados foram a razão de pressões (RP), a temperatura de entrada na turbina (TET), a velocidade de voo e a altitude de voo. Ao fazer variar, isoladamente, cada um destes parâmetros independentes, foi possível perceber a sua influência na potência propulsiva equivalente (ESHP) e no consumo específico de combustível (ESFC), designados por parâmetros dependentes.

A execução deste trabalho requereu o auxílio do *software* MATLAB, para o desenvolvimento do modelo matemático.

O estudo foi realizado em condições de voo cruzeiro, tendo-se testado variar a razão de pressões do compressor entre 10 e 25, a temperatura de entrada na turbina entre 1000 K e 2000K, a velocidade de voo entre 100 m/s e 200 m/s e, por fim, a altitude de voo entre 5600 m e 7600 m.

Os resultados obtidos revelam que a variação, tanto da RP como da TET, têm um efeito muito relevante no consumo específico do motor. O mesmo não acontece para a velocidade e altitude do voo. A variação destes parâmetros, influencia de forma moderada o consumo de combustível do motor.

Relativamente à RP, embora esta influencie de forma moderada a ESHP, obteve-se um ponto máximo de potência equivalente para valores perto de 18, bastante próximo do ponto ótimo encontrado em diversos artigos consultados na pesquisa para a presente dissertação. No que diz respeito ao ESFC, à medida que a RP aumenta, verifica-se uma clara redução do consumo de combustível. Com o aumento da RP de 15 para 20 é possível reduzir o ESFC em aproximadamente 5,5%.

A temperatura de entrada dos gases na turbina, como se verificou, é também um fator muito relevante no desempenho do motor e, mais uma vez, os resultados foram interessantes uma vez que o valor mínimo de ESFC se obteve para uma TET ligeiramente inferior a 1600 K. Este resultado aproxima-se dos valores publicados que rondam os 1553,2 K. A ligeira discrepância de valores, pode ser explicada pela necessidade de assumir valores para certos parâmetros baseados em motores similares, devido à escassez de informação publicada dos mesmos para o motor PW150A. No que diz respeito a ESHP, à medida que a TET aumenta, a ESHP aumenta linear e significativamente.

Na análise dos resultados relativos à variação da velocidade de voo, é possível notar uma redução da potência equivalente à medida que a velocidade de voo aumenta. Para o caso do ESFC, como seria de esperar, verifica-se um aumento linear, não muito significativo, com o aumento da velocidade a que a aeronave opera.

O último parâmetro analisado foi a altitude de voo. Este, tal como o anterior, tem um impacto menor no desempenho do motor, quando comparados com a RP e a TET.

Ao fazer variar a altitude de voo entre 5600 m e 7600 m, conseguimos perceber que o seu efeito na ESHP apresenta um crescimento linear. Em relação ao ESFC correspondente, consegue-se uma redução à medida que se aumenta a altitude de voo. Assim, obtêm-se a potência máxima propulsiva equivalente e o menor consumo específico de combustível ao operar próximo do teto máximo da aeronave.

Através deste estudo, foi possível compreender a influência dos diversos parâmetros no desempenho do motor, designadamente no consumo específico de combustível e na potência propulsiva equivalente em situação de voo de cruzeiro. Os resultados obtidos foram, em grande parte, os esperados, ou seja, vieram confirmar informação publicada de estudos que utilizaram condições e/ou motores similares.

## **6.2 Limitações do Trabalho**

O facto de não ter sido possível obter, em estudos publicados, valores de referência para determinados parâmetros, impôs a utilização de valores de padrão ou encontrados em motores semelhantes, o que pode influenciar ligeiramente os resultados deste estudo.

Se o período para a elaboração da presente dissertação fosse mais alargado, poderia ter-se estudado também a influência de outros parâmetros independentes, como por exemplo a posição do acelerador ou a razão ar/combustível, no ESFC e ESHP.

### **6.3 Trabalhos Futuros**

A análise realizada nesta dissertação foi apenas para condições de voo cruzeiro. Seria interessante, em trabalhos futuros, estender esta análise para a condições de voo off-design (descolagem), outra fase de voo onde o desempenho do motor é crucial e que seria interessante estudar.

Seria ainda interessante realizar a mesma análise paramétrica em outros motores com potências e consumos similares, utilizados em aeronaves de dimensões e operações semelhantes, e fazer uma comparação de modo a perceber como os mesmos parâmetros influenciam o desempenho de motores diferentes.





# Referências

- Amber, 2014. AMBER project validation flight. Available at:  
<https://www.youtube.com/watch?v=Q80D1yjdTss> [Accessed January 24, 2015].
- Astronautics, A.A.I. of A. and, 2005. *AIAA Aerospace Design Engineers Guide* 5th ed. D. E. T. C. AIAA, ed., John Wiley & Sons. Available at:  
<https://books.google.com/books?id=geUFGGRYsmQC&pgis=1> [Accessed January 3, 2015].
- ATAG, (Group Air Transportation Action), 2015. Environmental efficiency : Aviation: Benefits Beyond Borders. *www.ENVIRO.AERO*. Available at:  
<http://aviationbenefits.org/environmental-efficiency> [Accessed October 28, 2014].
- Bombardier, 2014. Q400 NextGen. *Bombardier*.
- Captain, T., 2014. 2014 Global Aerospace and Defense Industry Outlook. *Deloitte*.
- Chen, M. & Gu, W., 2013. Preliminary analysis on the environment impact of civil narrow body turboprop aircraft. *2013 International Conference on Materials for Renewable Energy and Environment*, pp.955-958. Available at:  
<http://ieeexplore.ieee.org/lpdocs/epic03/wrapper.htm?arnumber=6893830>.
- Cohen, H., Rogers, G.F.C. & Saravanamutto, H.I.H., 1996. *Gas Turbine Theory* 4th Editio.,
- EASA, 2008. Type Certificate Dowty R 408 series propellers. *European Aviation Safety Agency*, P.002(3). Available at: [http://easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA-TCDS-P.002\\_Dowty\\_R\\_408\\_series\\_propellers-03-05032008.pdf](http://easa.europa.eu/system/files/dfu/EASA-TCDS-P.002_Dowty_R_408_series_propellers-03-05032008.pdf).
- El-Sayed, A.F., 2008. *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines* C. Press, ed., Boca Raton, FL, Estados Unidos da América.
- European Commission, T., 2013. *COMMISSION IMPLEMENTING REGULATION (EU) N° 409/2013*, Available at: <http://eur-lex.europa.eu/legal-content/EN/TXT/PDF/?uri=CELEX:32013R0409&rid=1>.
- GE Aviation, 2013. Propeller systems from GE Aviation's Dowty Propellers are "mission proven" in extreme operating conditions with Japan's ShinMaywa US-2 amphibious aircraft. Available at:  
[http://www.geaviation.com/press/systems/systems\\_20131220.html](http://www.geaviation.com/press/systems/systems_20131220.html) [Accessed November 10, 2014].
- Ghenaiet, A. & Tayeb, B., 2009. Optimum Design of Turboprop Engines Using Genetic Algorithm. *Journal of Propulsion and Power*, 25(6), pp.1345-1350. Available at:  
<http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.38817> [Accessed December 16, 2014].
- Guillermet, F., 2014. From Innovation to Solution. *Sesar JU magazine*, (12).
- Hill, P.G. & Peterson, C.R., 1992. *Mechanics and thermodynamics of propulsion* 2nd ed., USA: Addison-Wesley Publishing Company.

- Hosking, E. et al., 1998. *The PW100 Engine : 20 Years of Gas Turbine Technology Evolution*, Quebec, Canada.
- Lancaster, O.M., 1959. Jet Propulsion Engines. In *High Speed Aerodynamics and Jet Propulsion*. Princeton, NJ, pp. 199-267.
- Lane, D., 2007. Brayton Cycle: The Ideal Cycle for Gas-Turbine Engines In Relation to Power Plants. Available at: <http://pt.scribd.com/doc/249624691/Brayton-Cycle-by-Denise-Lane#scribd> [Accessed December 27, 2014].
- Leahy, J., 2014. Flying on Demand Global Market Forecast 2014-2033. *Airbus Flying on Demand*.
- MacIsaac, B. & Langton, R., 2011. *Gas Turbine Propulsion Systems*,
- Majeed, O., 2009. Parametric Specific Fuel Consumption Analysis of the PW120A Turboprop Engine. In *17th Canadian Aeronautics and Space Institute Propulsion Symposium*. Kanata, Ontario: Specific Range Solutions Ltd. Available at: [http://www.srs.aero/wordpress/wp-content/uploads/2009/03/prop\\_majeed\\_abs\\_rev1.pdf](http://www.srs.aero/wordpress/wp-content/uploads/2009/03/prop_majeed_abs_rev1.pdf).
- McNeil, B.I. & Matear, R.J., 2008. Southern Ocean acidification: a tipping point at 450-ppm atmospheric CO<sub>2</sub>. *Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America*, 105(48), pp.18860-4. Available at: <http://www.pnas.org/content/105/48/18860.full> [Accessed October 28, 2014].
- Otilio, B., 2014. Ciclo de Brayton. In *Termodinâmica Aplicada*. Universidade Federal de São Paulo.
- P&WC, PW100. *Pratt & Whitney Canada*. Available at: <http://www.pwc.ca/en/engines/pw100> [Accessed October 29, 2014a].
- P&WC, PW150A. *Pratt & Whitney Canada*. Available at: <http://www.pwc.ca/en/engines/pw150a> [Accessed October 29, 2014b].
- Pike, J.E., 2011. Y-8F600. *GlobalSecurity.org*. Available at: <http://www.globalsecurity.org/military/world/china/y-8f600.htm> [Accessed October 29, 2014].
- Rolls-Royce, P., 1996. *The Jet Engine* fifth., Derby, England: Renault Printing Co Ltd.
- Scott, M., 2012. IN FOCUS: Green concerns sustain interest in turboprops. *Business & Trade Press, Flight International*. Available at: <http://carboncopycommunications.com/business-trade-press/in-focus-green-concerns-sustain-interest-in-turboprops/> [Accessed December 1, 2014].
- SEASER, J., 2010. SESAR : 400t of CO<sub>2</sub> saved on AIRE flights. In *ATC Global*. Amsterdam.
- Tans, D.P., 2015. Global Greenhouse Gas Reference Network. *NOAA/ESRL*. Available at: <http://www.esrl.noaa.gov/gmd/ccgg/trends/> [Accessed January 23, 2015].
- Vanags, J., 2013. airBaltic Green Flight Successful. *Baltic travel Newa*. Available at: <https://www.airbaltic.com/green-flight-successful> [Accessed January 24, 2015].
- Warner, M., 2013. Current Market Outlook 2013 -2032. *Boeing*.

Wikipédia, 2008. Turbojet. *Wikipédia*. Available at: <http://en.wikipedia.org/wiki/Turbojet>.

Yanagihara, J.I., Ciclo de Brayton. In *PME2321 Termodinâmica*. pp. 1-9.