



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR  
Engenharia

# **Alternativas para a minimização de consumo de combustível em aeronaves comerciais**

**Tiago José Lopes Pires**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em  
**Engenharia Aeronáutica**  
(2º ciclo de estudos)

Orientador: Prof. Doutor José Miguel  
Co-orientador: Prof. Doutor Pedro Gamboa

**Covilhã, Outubro de 2012**



# Agradecimentos

Finalizada uma etapa particularmente importante da minha vida, não poderia deixar de expressar o mais profundo agradecimento a todos aqueles que me apoiaram nesta longa caminhada e contribuíram para a realização deste trabalho.

Há sempre uma altura em que se redigem nomes pese embora o facto de saber que nestas circunstâncias haverá sempre lugar para esquecimentos. Os agradecimentos devidos já há muito e em devido tempo foram concretizados quer por palavras quer por acções.

Este documento que representa o culminar de uma etapa de um, por mim próprio desejado, longo percurso académico é dedicado a meus pais, irmã, avós e namorada.

Aos Professores Doutores José Miguel e Pedro Gamboa, o meu maior agradecimento por toda a disponibilidade e orientação prestada, pelo apoio incondicional e compreensão que sempre manifestaram.

Por último, mas não menos importante, agradeço aos meus amigos, colegas de curso e a todos os professores que comigo partilharam do seu saber.

Tiago José Lopes Pires



# Resumo

O impacto que as diversas crises petrolíferas tiveram em toda a economia mundial, e a tomada de consciencialização de toda a Humanidade para as questões ambientais, sobretudo desde a década de 60, fizeram com que se alterasse a mentalidade de toda a indústria mundial. A indústria aeronáutica não foi excepção. Como sabemos as crises petrolíferas tiveram uma consequência que pesa bastante nas contas das companhias aéreas: o preço dos combustíveis disparou. Estas recentes preocupações económicas e ambientais obrigaram as companhias aéreas a tomar medidas relevantes no que respeita à minimização dos custos, com especial relevância nos custos directos de operação associados ao consumo de combustível.

Com o presente trabalho pretende-se estudar alternativas para a redução do consumo de combustível em aeronaves comerciais. A metodologia adoptada visou quantificar a redução do consumo tendo como base duas linhas de análise distintas, uma com um âmbito mais operacional assente na alteração dos parâmetros operacionais; e, outra baseada numa alteração do conceito de projecto, alterando os materiais usados e aumentando a eficiência dos motores, por exemplo.

Da análise efectuada pode-se concluir que os parâmetros *TSFC*, *L/D*, através da alteração dos valores da razão de aspecto, e, o peso da estrutura da aeronave são os principais factores a produzir efeitos positivos na redução do combustível consumido. Torna-se necessário eleger novos conceitos e soluções que passem pela modificação dos materiais, por novos conceitos de asa e uma utilização de motores mais eficientes. Será necessário adoptar medidas um pouco radicais de forma a atingir o objectivo definido pelo ACARE a médio prazo. Outro aspecto imprescindível será a adopção de novas soluções e um novo conceito de uma aeronave comercial.

## Palavras-chave

Crise petrolífera; redução de combustível; peso da aeronave; impacto ambiental



# Abstract

The impact that the various oil crises had on the entire world economy, and making all humanity aware of environmental issues, particularly since the 60's, altered the mentality of all industries worldwide. The aircraft industry was no exception. As we know, the oil crises had a consequence that weighs enough on airlines' accounts: fuel prices soared. These recent economic and environmental concerns have forced airlines to take relevant measures regarding the minimization of costs, with special relevance in direct operating costs associated with fuel consumption.

The present work aims to study alternatives for reducing fuel consumption in commercial aircraft. The methodology used aimed to quantify the reduction in consumption based on two distinct lines of analysis, one with a more operational framework based on change of operating parameters, and another based on a change in the design concept, for example changing the materials used and increasing engine efficiency..

From the analysis it can be concluded that the TSFC and L / D parameters, by changing the values of aspect ratio and the weight of the aircraft structure, are the main factors in producing positive effects in the reduction of fuel consumption. It is necessary to choose new concepts and solutions which pass by modification of materials, new wing concepts and a more efficient use of engines. It will be necessary to take somewhat radical measures to achieve the goal set by ACARE in the medium term. Another essential aspect is the adoption of new solutions and a new concept of a commercial aircraft.

## Keywords

Oil crises, reduction of fuel, aircraft weight; environmental impact





# Índice

<b>Agradecimentos</b>	iii
<b>Resumo</b>	iv
<b>Abstract</b>	vii
<b>Lista de Figuras</b>	xi
<b>Lista de Tabelas</b>	xiii
<b>1 Introdução</b>	1
<b>2 Enquadramento Teórico</b>	
2.1 Motivação	2
2.2 Soluções para o problema	6
2.2.1 Abordagem Conservativa	6
2.2.2 Abordagem Revolucionária	21
<b>3 Análise Operacional</b>	
3.1 Descrição do modelo	28
3.1.1 Apresentação preliminar do modelo de um avião comercial	28
3.1.2 Determinação do Alcance Máximo	59
3.2 Apresentação de Exemplos de Estudo	60
3.3 Discussão de Resultados	69
<b>4 Conclusão e Desenvolvimento de trabalhos futuros</b>	72
<b>Bibliografia</b>	74
<b>Anexo 1</b> Dados de modelos de aeronaves	76
<b>Anexo 2</b> Gráficos relativos ao motor	79
<b>Anexo 3</b> Características da aeronave projectada	80
<b>Anexo 4</b> Parâmetros operacionais da aeronave	82



# Lista de Figuras

Figura 1 – Configuração *BWB*

Figura 2 – Modelo *Serie D* da *MIT*

Figura 3 – Perfil Aerodinâmico eleito

Figura 4 – Visualização do plano da asa do tipo *Cranked*

Figura 5 – Polar de Arrasto para a aeronave de referência



# Lista de Tabelas

Tabela 1 – Procedimento interactivo para  $W_gk$

Tabela 2 – Variação de  $t_{R/C}$  com  $p$  para  $(R/C)_{Max}$

Tabela 3: Escolha de  $(W/S)$  em função de vários critérios de performance

Tabela 4: Parâmetros da cabine para as diferentes classes

Tabela 5: Principais diferenças entre a classe económica e a classe executiva

Tabela 6: Comprimentos das várias partes da fuselagem

Tabela 7: Parâmetro da Empenagem

Tabela 8: Parâmetros do trem de aterragem

Tabela 9: Pesos estimados dos Componentes da Aeronave

Tabela 10: Alcance da aeronave projectada para velocidades diversas

Tabela 11: Comparação dos Parâmetros da Asa e de Fuselagem com  $A=12$  e  $A=15$

Tabela 12: Impacto do  $A$  na redução do consumo de combustível

Tabela 13: Comparação dos Parâmetros da Asa e de Fuselagem

Tabela 14: Impacto de TSFC na redução total do combustível

Tabela 15: Impacto de  $W_0$  na redução de combustível consumido segundo os parâmetros de peso

Tabela 16: Impacto de  $W_0$  na redução de combustível consumido segundo os parâmetros da asa e fuselagem

Tabela 17: Impacto de  $W_0$  na poupança de combustível para o caso 1

Tabela 18: Impacto de  $W_0$  na poupança de combustível para o caso 2

Tabela 19: Comparação dos Parâmetros da Asa e de Fuselagem com uma redução de 10% do TSFC e  $A=12$  e  $A=15$

Tabela 20: Comparação dos Parâmetros da Asa e de Fuselagem com uma redução de 15% do TSFC e  $A=12$  e  $A=15$

Tabela 21: Comparação dos Parâmetros da Asa e de Fuselagem com uma redução de 20% do TSFC e  $A=12$  e  $A=15$

Tabela 22: Percentagem de Combustível reduzido







# Capítulo 1

## Introdução

A indústria aeronáutica é a que mais tem sofrido com a oscilação constante dos preços do combustível. Para além da sua flutuação, os preços do combustível têm vindo a aumentar significativamente desde, sensivelmente o ano de 2000 tendo mesmo atingido máximos históricos recentemente. O combustível sempre representou uma grande fatia na facturação das companhias aéreas, mas agora, mais do que nunca, as empresas começam a fazer investimentos para tomar medidas num sentido preventivo e correctivo de forma a racionalizarem o consumo de combustível. O impacto ambiental inerente ao consumo de combustível faz também parte da lista de preocupações das principais indústrias fontes de gases de efeito de estufa. No sector da aviação, apesar de este não ser uma das principais fontes de emissão destes gases, tem-se assistido, por parte das companhias aéreas, à tomada de medidas que visam o aumento da eficiência energética e conseqüentemente a redução de consumo de combustível, provocando assim uma redução na emissão de gases de efeito de estufa. Numa companhia aérea, para que a redução de combustível tenha impacto a nível ambiental e económico há que manter a degradação da frota monitorizada e controlada de forma a otimizar os consumos de combustível em cada voo. Da parte das companhias aéreas, diversos procedimentos operacionais foram adoptados de forma a superar este problema, como por exemplo, a redução do uso de *flaps* em elevado grau de deflexão, quer na aterragem quer na descolagem, o uso de apenas um motor nos procedimentos de táxi, dispensa de utilização dos reversores de fluxo de escoamento dos motores na aterragem, uso reduzido do APU e utilização de um software de optimização do plano de voo. Além dos procedimentos operacionais, também foram adoptados diferentes procedimentos de manutenção, como programas da redução de arrasto (*drag*) e a lavagem dos motores. Já nas operações de terra, foram implementadas regras de conservação do combustível, através de, por exemplo, redução de água potável nos tanques tendo em vista a minimização do peso à descolagem da aeronave, redução do nível de humidade nos aviões e carregamento do avião de modo a obter um centro de gravidade numa posição ideal de modo a otimizar a eficiência de desempenho da aeronave. Em suma, devido aos elevados custos com combustível e às crescentes preocupações ambientais, as companhias aéreas procuram uma melhoria constante da eficiência energética.

Com o presente trabalho pretendeu-se estudar alternativas possíveis para minimizar o consumo de combustível em aeronaves comerciais.

A fim de cumprir o objectivo proposto, a metodologia adoptada neste trabalho pretende quantificar a redução de consumo com base em abordagens com visões distintas: uma abordagem conservativa e outra com um conceito mais revolucionário. A visão conservativa

pretende otimizar as aeronaves actualmente existentes através de três vectores fundamentais: redução do peso total da aeronave; utilização de motores mais eficientes; e, alteração do perfil operacional da aeronave. Por sua vez, a abordagem revolucionária analisa as alterações significativas realizadas no projecto da aeronave no âmbito de conceitos actualmente em estudo como é o caso de *Blended Wing Body (BWB)*, e o conceito *Morphing*.

A tese encontra-se estruturada em quatro capítulos. No capítulo I será feita uma introdução ao trabalho apresentando o objectivo; a motivação baseada nas crescentes preocupações económicas e ambientais, abordando os desígnios da *Vision 2050* da ACARE, na competitividade das companhias aéreas, assim como a metodologia adoptada. No Capítulo II é realizada uma revisão bibliográfica sobre o tema em questão analisando duas abordagens divergentes. No capítulo III será seleccionado de entre os aspectos conservativos, discutidos no capítulo anterior, aqueles que apresentam um potencial maior, realizando cálculos de forma a constatar-se a poupança do combustível que é possível atingir. Posteriormente serão debatidos os resultados atingidos, com base na análise elaborada no capítulo anterior, comparando o efeito de poupança de combustível das diferentes soluções e as respectivas conclusões.

# Capítulo 2

## Enquadramento Teórico

### 2.1 Motivação

#### Crises Petrolíferas dos anos 70

Historicamente os preços do combustível para a aviação comercial (querosene, Jet A1) têm subido sobremaneira, sendo actualmente a principal rubrica dos custos operacionais das companhias aéreas. A subida dos preços do Brent afecta directa, ou indirectamente, todos os sectores da economia, mas poucos são tão afectados quanto a aviação comercial. De 1950 até 1973 a economia mundial viveu uma fase de expansão sem precedentes. No entanto, a partir de 1973 dá-se a primeira crise petrolífera forte, provocando uma desaceleração da actividade económica, e uma aceleração da inflação, levando a que a maior parte dos países europeus adoptassem políticas monetárias e fiscais expansionistas, o que piorou o já elevado nível de inflação [1], sendo a estagnação e a diminuição do PIB as principais consequências desta crise.

A primeira grande crise petrolífera foi desencadeada pelo conflito israelo-árabe, em que a Organização dos Países Exportadores de Petróleo (OPEP) impôs um embargo ao petróleo aos países ocidentais, dando-se assim um violento aumento dos preços do mesmo, o que teve efeitos imediatos em diversas economias mundiais. Além do conflito israelo-árabe, também a instabilidade monetária precedida de uma desvalorização do dólar e da convertibilidade do dólar em ouro, foram outras causas para esta crise petrolífera [1]. A verdadeira crise começou em 1973-74, quando muitas nações do Médio Oriente mutuamente acordaram em cortar a sua produção, com o intuito de aumentar o preço do petróleo e, assim, aumentar as suas receitas. Os efeitos resultantes desta política levaram a uma série de esforços governamentais para evitar uma crise petrolífera. Começaram a surgir ideias e iniciativas sobre as energias renováveis e limpas, com o intuito de diminuir a dependência energética e melhorar o ambiente. No entanto só nos últimos anos é que realmente se começou a dar grande importância a este tipo de energias.

A segunda grande crise petrolífera, em 1979, originou-se na sequência da guerra entre o Irão e o Iraque, afectando vários países dependentes do petróleo [1]. Os países da comunidade europeia foram especialmente atingidos por esta crise originando um agravamento da

estagflação<sup>1</sup>, e uma maior debilidade das crises cambiais decorrentes [1]. Novamente, o aumento dos preços do petróleo reduziu a produção em diversas economias mundiais, apesar desta queda ser muito menor do que a vivenciada no início da década, durante a primeira crise petrolífera.

O relançamento da economia conseguiu-se devido a um forte surto tecnológico, especialmente da área da microelectrónica, informática e biotecnologias, fazendo com que os mercados se reanimassem com esta introdução de novos produtos. Os países pioneiros deste passo foram o E.U.A. o Japão, a Coreia do Sul, Singapura e Taiwan. A crise petrolífera provocou uma crise aos países capitalistas, mas aumentou, ainda mais, as dificuldades dos países do terceiro mundo.

Adelman [2] verificou que no período 1970-1980, os preços reais aumentaram em cerca de 1300 por cento, caindo entre 1980 a 1986 cerca de dois terços, até atingir alguma estabilidade entre 1986-1997, afastando consideravelmente um certo receio global de uma nova crise petrolífera. As transformações do preço do petróleo não só prejudicaram o ciclo empresarial de diversos países, como também geraram profundos efeitos sobre o bem-estar das suas populações [1].

### Preocupações Ambientais

Existe um grande ênfase, em todo o mundo, sobre questões ambientais. Isto tem um impacto no desenho, fabrico e operação de aeronaves civis. Dessa forma surgem questões sobre os parâmetros de eficiência das viagens aéreas utilizadas pelos fabricantes, consumidores e legisladores. As exigências sobre a expansão da aviação civil, a concepção da aeronave e o cenário de operação são aspectos continuamente e cada vez mais "implacavelmente" submetidos a questões ambientais e de eficiência. Desde o aparecimento do motor a jacto e de aeronaves de asa enflechada, as tendências têm-se naturalmente vocacionado para uma maior produtividade através de aumento da velocidade e carga útil.

A questão da consciência ambiental tem-se tornado cada vez mais importante, em especial desde os anos 1960, levando à criação de numerosos regulamentos e leis, e levando a um aumento do conhecimento académico e científico sobre esta preocupação em todo o mundo. É amplamente reconhecido que os impactos ambientais são inerentes aos sectores da aviação e transportes. Além disso, o impacto da aviação sobre o meio ambiente contribui para as alterações climáticas, o que tem sido um assunto de grande pesquisa, e um nível bom de conhecimento sobre esta categoria de impacto ambiental tem sido adquirido. Assim, mesmo que a mudança climática não seja a única categoria em que a aviação contribui, é considerado como o mais discutido. Torna-se então imperativo ter uma forma sistemática e metódica para holisticamente avaliar e melhorar o desempenho ambiental das aeronaves.

---

<sup>1</sup> Situação típica de recessão económica, ou seja, verifica-se uma diminuição das actividades económicas, que provoca um aumento das taxas de desemprego, uma elevada taxa de inflação e uma ausência de instrumentos institucionais que regulem a economia

Sendo assim, uma crescente consciência ambiental tem sido abraçada pelos fabricantes de aeronaves em todo o mundo.

As emissões da aviação alteram a composição da atmosfera o que, por sua vez, contribui para as alterações climáticas, destruição do ozono e outros impactos ambientais indesejáveis. De acordo com inventários mundiais e da UE em 2004, a aviação internacional foi responsável por cerca de 3% do dióxido de carbono (CO<sub>2</sub>), sendo que a partir de 1990 a 2004, as emissões de CO<sub>2</sub> da aviação aumentaram 85% (maior crescimento do que as emissões marítimas e do sector de transporte doméstico).

Em 1999, em resposta a um pedido da Organização da Aviação Civil Internacional (ICAO), o Painel Intergovernamental sobre Mudanças Climáticas (IPCC) [3] publicou um relatório de referência, "Aviação e a Atmosfera Global", que consistiu na avaliação dos impactos da aviação nas alterações climáticas e destruição do ozono (O<sub>3</sub>). Este documento contribuiu de forma substancial para uma melhor compreensão dos impactos da aviação na atmosfera, estimando-se que este modo de transporte tenha sido responsável por 63% do efeito total de radiação em 1992 (excluindo as nuvens cirrus), através da emissão de óxidos de azoto (NO<sub>x</sub>: NO e NO<sub>2</sub>), óxidos de enxofre (SO<sub>x</sub>), vapor de água e fuligem. Também outros gases de efeito estufa das emissões da aviação provaram ser relevantes, apesar de ser menos bem compreendidas, como a formação de trilhas de condensação (contrails) e nuvens cirrus. Além disso, a aviação tem características únicas, já que a maioria das suas emissões não tomam lugar na superfície da Terra, mas em altitudes de cruzeiro de aproximadamente 8-12 km. Nessas altitudes, as emissões têm um efeito maior sobre as mudanças da composição atmosférica, causando efeitos químicos e aerossóis relevantes para a força climática.

A aviação civil tem sido um sector em forte expansão que tem vindo a crescer de forma constante desde o final de 1960, quando as viagens aéreas tornaram-se mais generalizadas e economicamente acessíveis. A União Europeia (UE) definiu a meta de estabilizar as emissões de CO<sub>2</sub> abaixo de 450 partes por milhão por volume (ppmv), em 2050, graças à "Contração e Convergência" do quadro global, concebido pelo *Global Commons Institute* (GCI). Tem sido argumentado que para esse ano, a contribuição da aviação para as emissões de CO<sub>2</sub> será de 79%, o que colocaria as emissões da aviação no topo das emissões de CO<sub>2</sub> abrangidos pelo ETS - *Emissions Trading System* da UE. Como consequência, o crescimento da aviação e as suas emissões inerentes ficariam como uma grande ameaça no esforço global da UE em reduções de gases com efeito de estufa. Em seguida, é claro que o sector da aviação irá tornar-se um grande problema num futuro próximo em relação a problemas ambientais. Além disso, as limitações e regulamentações impostas pelas instituições governamentais irão afectar fortemente o futuro deste sector, bem como políticas de sucesso dos fabricantes de aeronave.

## 2.2 Soluções para o problema

### 2.2.1 Abordagem Conservativa

O actual desafio que a Humanidade enfrenta exigiu à indústria aeronáutica um menor impacto ambiental, uma maior inovação tecnológica e produtos economicamente eficientes. Este fenómeno tem-se traduzido na necessidade de reduzir as emissões e os custos operacionais, e ao mesmo tempo aumentar a fiabilidade através do desenvolvimento de novas soluções tecnológicas.

O uso de estruturas mais leves e eficientes faz parte destas novas soluções que o sector aeronáutico tem adoptado, através do uso de novos materiais e conceitos visando reduzir, em particular, o peso da estrutura. Esta redução terá impacto na vida completa da aeronave uma vez que reduz os custos operacionais e as emissões de gases estufa. No entanto, a adopção de novas soluções neste sector é complexa requerendo uma abordagem multidisciplinar para uma correcta avaliação do impacto nas fases de concepção, desenvolvimento, fabrico, operação, manutenção e fim de vida destas estruturas.

Esta abordagem mais conservativa contempla uma visão que visa otimizar as aeronaves que existem actualmente. Esta optimização é possível através da redução do peso; com a utilização de motores mais eficientes; e, com a alteração do perfil operacional da aeronave. Vejamos cada uma destas possibilidades.

#### **(i) Redução de Peso**

Várias iniciativas têm sido propostas para reduzir o peso estrutural e melhorar a eficiência, principalmente focada em três grupos: (i.1) novos materiais; e, (i.2) novos processos de fabrico; e, (i.3) *Lean Cabin Environment*.

##### (i.1) Novos materiais

Um dos componentes mais pesados de uma aeronave é o motor, pelo que se justifica um esforço de optimização de eficiência estrutural e mecânica especialmente incidente sobre este componente.

O motor de um avião é constituído por uma grande diversidade de materiais. Em geral, o motor deve ser tão leve quanto possível, mas ao mesmo tempo alguns dos seus componentes têm de suportar temperaturas e tensões extremas. Um motor é constituído pelo compressor de baixa pressão; compressor de alta pressão; câmara de combustão; turbina; e o invólucro que contém estes componentes. As lâminas do compressor de baixa e alta pressão são feitas de titânio; e, em alguns casos, a partir de superligas de níquel. Devido às altas temperaturas, as ligas de níquel, resistentes ao calor, são as mais usadas na construção da câmara de combustão e turbinas. A cobertura é feita a partir de folhas de alumínio moldado.

Em novos projectos de motores de aeronaves está a ser usada uma maior quantidade de materiais compósitos, em especial de Kevlar [4].

Ao longo das últimas décadas o progressivo desenvolvimento dos motores aeronáuticos deveu-se, em grande parte, ao progresso dos materiais que apresentam uma grande resistência mecânica e são capazes de suportar temperaturas elevadas. O desempenho destes motores, nomeadamente os turbojactos, turbofan e turbopropulsores, depende em grande escala da temperatura que se desenvolve à entrada do primeiro andar da turbina. A contínua aposta na investigação e desenvolvimento em torno da descoberta de novos materiais, bem como o aperfeiçoamento de alguns que possam já existir, deverá permitir a utilização de novas ligas caracterizadas por uma elevada resistência mecânica e à temperatura. A par deste desenvolvimento de novas ligas, também o desenvolvimento de novos materiais para aplicação superficial, designados por revestimentos, permitirá atingir temperaturas mais elevadas, protegendo os materiais-base dos efeitos da temperatura e da corrosão.

Um novo material de cerâmica tem demonstrado uma notável resistência a altas temperaturas. Este novo material pode resistir a temperaturas na casa dos 2000°C numa atmosfera inerte, sendo que ainda suporta temperaturas de pelo menos 1300°C em contacto com oxigénio puro. Os motores aeronáuticos exigem materiais que sejam duráveis sob condições extremas. Esta nova classe de material cerâmico amorfo é superior aos materiais metálicos comumente utilizados em aplicações com temperaturas elevadas. No futuro, os materiais de cerâmica podem substituir determinados materiais de alta temperatura. [4]

A adopção de novos materiais em estruturas aeronáuticas primárias tem sido a grande mudança dos últimos anos em estruturas de aeronaves, o que pode levar a uma maior eficiência estrutural, em termos de peso e redução de custos. A aplicação em massa de materiais compósitos na nova geração de aeronaves de longo alcance é um exemplo desta tendência. No entanto as estimativas iniciais de redução de peso nesses projectos pode ser sub ou sobrestimada uma vez que o comportamento de novos materiais nas condições de serviço de aeronaves carece de uma investigação mais aprofundada, ou seja, considerando efeitos de escala, condições ambientais e comportamento a longo prazo. Além de novos materiais na fuselagem, novos processos de fabrico foram surgindo de forma a melhorar, igualmente, a eficiência da aeronave.

Devido à sua especial relevância no âmbito desta dissertação, abordaremos, ainda que de forma superficial, apenas dois tipos de materiais, como é o caso dos materiais compósitos e ligas Leves.

### *Materiais Compósitos*

Os materiais compósitos têm sido concebidos com o intuito principal de melhorar a eficiência estrutural dos materiais tradicionais, ou seja otimizar mecânicas tensões admissíveis e

rigidez. O factor primordial que motivou o desenvolvimento deste tipo de materiais foi a necessidade de aumentar a eficiência estrutural através da redução da relação propriedade mecânica/peso. Os constantes avanços tecnológicos permitem diminuir os custos de processamento das matérias-primas, garantindo desta forma um melhor aproveitamento das vantagens dos materiais não tradicionais.

Usualmente, um material compósito é feito de diferentes materiais, que juntos actuam de um modo diferenciado e sinérgico quando considerados de forma separada. Existe um vasto número de exemplos de materiais compósitos, tanto naturais como sintéticos. [5]

A definição mais abrangente de materiais compósitos, que caracteriza a sua natureza é dada por Mallick. De acordo com este autor, um composto é uma combinação de dois ou mais materiais quimicamente diferentes, mas que apresentam uma interface entre eles. Os materiais constituintes mantêm a sua identidade no material compósito, pelo menos a um nível macroscópico, mas a sua combinação fornece as propriedades do sistema e as diferentes características de cada componente, a matriz e o(s) reforço(s) [6].

Dito de outra forma, os materiais compósitos podem ser definidos como sendo misturas não solúveis de dois ou mais constituintes com distintas composições, estruturas e propriedades que se combinam e, em que um dos materiais garante a ligação, ou seja a matriz, e um outro a resistência, denominado também por reforço. O reforço é, em regra, mais resistente que a matriz, e no caso de assumir a forma de fibra, permite que o material tenha capacidade de resistência no sentido do carregamento. [7]

A componente do reforço apresenta-se sob a forma de fibras longas, curtas ou em partículas e *whiskers*. A combinação dos materiais depende da aplicação específica que se pretende do material compósito e a relativa importância de vários factores tais como a resistência à corrosão, rigidez, peso, propriedades electromagnéticas, resistência à fadiga, expansão térmica, condutibilidade térmica, comportamento acústico e o acabamento final.

No geral, os constituintes do reforço dos materiais compósitos proporcionam força e rigidez, mas também aumentam a resistência ao calor, corrosão e condutividade. O reforço pode ser feito para facultar todas ou apenas uma destas características dependendo dos requisitos exigidos pelo novo material. Para o reforço representar uma vantagem para o compósito este deve ser mais forte e rígido que a matriz. Por outro lado, uma boa interacção entre matriz e reforço poderá ser garantida através da criação de uma interface entre ambos que possa adequar a rigidez do reforço com a ductilidade da matriz.

A matriz de um material compósito deve, para além de manter a coesão das fibras, garantir as funções de protecção das fibras do meio envolvente; protecção das fibras do dano durante o manuseamento; distribuição do carregamento pelas fibras; e, redistribuição do carregamento pelas fibras resistentes em caso de ruptura.



A componente da matriz apresenta algumas propriedades desejáveis, como o caso de propriedades mecânicas, térmicas, químicas, entre outras. Entre as propriedades mecânicas destaca-se a resistência à tracção elevada, ductilidade, resistência ao corte, tenacidade e resistência ao impacto; das propriedades térmicas destaca-se a resistência a temperaturas extremas, coeficiente de dilatação térmica próxima do da fibra e uma baixa condutividade térmica; das propriedades químicas destaca-se uma boa adesão às fibras, resistência à degradação em ambientes quimicamente agressivos e uma baixa absorção de humidade; por fim, a componente matriz apresenta outras propriedades como o baixo custo e a solidificação ou curas rápidas. A componente matriz pode assumir-se como um metal, um polímero ou cerâmico, que confere estrutura ao material compósito preenchendo os espaços vazios que ficam do reforço e mantendo-o na sua posição.

O grupo dos compósitos que mais se tem destacado, tanto em termos de desempenho como em campo de aplicações é o de matriz polimérica (PMC - Polymer Matrix Composites), geralmente constituídos por uma resina polimérica como fase matriz, e fibras como reforço. Este grupo de materiais encontra-se dividido em dois, dependendo, a sua classificação do tipo de matriz: estes podem ser termoplásticos ou termoendurecíveis. A principal diferença entre estes dois plásticos é que os primeiros quando voltam a ser aquecidos podem adquirir outra forma, enquanto os segundos uma vez arrefecidos a sua forma não se altera. Os termoplásticos apresentam a vantagem de amolecem, em vez de se fundirem durante o seu aquecimento, voltando a endurecer após o seu arrefecimento. Estes processos são totalmente reversíveis e podem ser repetidos um determinado número de vezes. Esta propriedade dos termoplásticos facilita aplicações em técnicas convencionais de compressão para moldar compósitos. Além disso, os termoplásticos são relativamente moles e dúcteis, e podem ficar num determinado estado durante longos períodos de tempo, o que torna estes materiais muito flexíveis. Resinas reforçadas com termoplásticos têm vindo a distinguir-se como um grupo importante de compósitos. Muitas investigações nesta área têm sido feitas, nomeadamente no que respeita ao melhoramento das suas propriedades de modo a obter maiores vantagens funcionais, largamente usadas em aplicações aeronáuticas, sobretudo quando aplicadas em revestimentos de motores. Os polímeros são usados na mais ampla diversidade de aplicações dos compósitos uma vez que apresentam propriedades mecânicas vantajosas à temperatura ambiente, baixo peso, bem como processos de fabrico fáceis e com um custo reduzido.

As propriedades dos compósitos de matriz polimérica podem variar largamente dependendo dos tipos de matrizes e reforços utilizados e das várias combinações dos mesmos. As suas principais desvantagens residem na impossibilidade de trabalho a altas temperaturas, a instabilidade dimensional devido aos elevados coeficientes de expansão térmica, a sensibilidade à radiação e, em alguns casos, a absorção da humidade ambiente. Os três principais tipos de fibras sintéticas que se usam para reforçar materiais poliméricos são:

vidro, aramida e carbono. As fibras de vidro são de longe o reforço mais usado e o mais barato.

Uma outra propriedade muito conveniente para aplicações aeronáuticas e aeroespaciais dos compósitos é a sua capacidade de atenuar vibrações. Por exemplo, a capacidade de atenuar vibrações dos compósitos de matriz polimérica é semelhante à do ferro fundido, o que é relativamente bom.

O início do desenvolvimento dos compósitos de matriz metálica deu-se em meados da década de 60 com a produção de fibras de boro e de carboneto de silício para reforçar metais leves, particularmente ligas de alumínio. Actualmente, muitos compósitos de matriz metálica estão ainda em fase de desenvolvimento, mas não tão intensamente como os de matriz polimérica. Os compósitos de matriz metálica, juntamente com os aluminetos de titânio apresentam-se como adequados para peças de turbina.

Um terceiro tipo de materiais compósitos recorre a matrizes cerâmicas. O crescimento de compósitos de matriz cerâmica tem ficado aquém de outros, principalmente devido às altas temperaturas envolvidas nas etapas de fabrico, sendo necessária a utilização de reforços que as suportem. Os principais tipos de compósitos de matriz cerâmica, de acordo com o tipo de reforço usado são: os de fibras longas ou contínuas, os de fibras curtas ou descontínuas e as partículas. As duas principais variedades de fibras longas que têm sido usadas nos compósitos de matriz cerâmica são as de carboneto de silício (SiC) e as de óxido de alumínio (Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>). Para as fibras curtas e partículas é utilizado o carboneto de silício (SiC). Os materiais compósitos de matriz cerâmica são inerentemente resistentes à oxidação e à deterioração sob temperaturas elevadas. Este género de compósitos apresenta-se, cada vez mais, como o futuro dos materiais na construção de motores na aviação [8].

### *Ligas Leves*

Como já se disse, a redução do peso estrutural é uma das principais formas de melhorar a performance de uma aeronave. A utilização de materiais mais leves e/ou mais fortes permitem um maior alcance e velocidade, contribuindo para reduzir os custos operacionais. [9]

As ligas metálicas apresentam duas vantagens, por um lado, nestas ligas pode-se controlar as percentagens dos seus constituintes, o que resulta numa panóplia de possibilidades para a composição qualitativa e quantitativa destas ligas, por outro lado, pode-se realizar a adição de diferentes componentes, o que conduz a propriedades bastante diferentes das originais. No seio deste grupo surgem as ligas leves, enquanto ligas metálicas não ferrosas. Dentro deste grupo pode-se considerar as ligas de alumínio, magnésio, titânio e berílio. As ligas leves comportam em si algumas características importantes, como resistência à corrosão e ao desgaste em grande parte das aplicações; alta condutividade eléctrica; apresentam um peso

reduzido, como as ligas de alumínio e magnésio; resistência a médias ou altas temperaturas; boa resistência e rigidez; contudo, são mais caras que as ligas ferrosas, no geral.

O alumínio é o metal mais abundante na crosta terrestre, o seu processamento é caro, mas é um dos materiais mais usados hoje em dia. Algumas ligas possuem uma resistência mecânica superior a certo tipo de aço. As Ligas de alumínio apresentam algumas propriedades, como uma baixa densidade; boa condutividade térmica e eléctrica; elevada resistência específica; grande ductilidade; fácil maquinação, fundição, soldadura e processamento em geral; boa resistência à corrosão; e, apresenta um custo moderado. Por estes motivos, as ligas de alumínio são bastante utilizadas na indústria aeronáutica.

O magnésio é o mais leve dos metais estruturais, sendo o 3º metal mais abundante na crosta terrestre, e o seu processamento é caro. Este metal é fraco quando está em estado puro, mas torna-se bom quando forma ligas com outros metais. As ligas de magnésio são caracterizadas pela baixa densidade que leva a uma resistência específica alta, a densidade do magnésio é a mais baixa em relação a todos os metais estruturais; elevada condutividade térmica por unidade de volume; capacidade de amortecimento elevada que conduz a uma elevada resistência ao impacto; boa maquinabilidade; soldável, e, uma grande estabilidade dimensional. O magnésio disputa com o alumínio a sua utilização em aplicações que requeiram metais com uma baixa densidade. Contudo, as ligas de magnésio apresentam alguns inconvenientes, como o facto de serem caras; difíceis de vaziar, ou seja necessitam de atmosferas protectoras; resistência mecânica limitada; susceptíveis a corrosão galvânica; e, baixa ductilidade à temperatura ambiente. Estas ligas são usadas onde a necessidade de um peso leve é considerado importante, como por exemplo, em componentes de motores, fuselagem e em trens de aterragem de uma aeronave.

O titânio é um metal relativamente recente, tendo surgido nos anos 50, apesar de ser um metal abundante este acarreta um custo de processamento elevado. As ligas de titânio são caracterizadas por uma excelente resistência à corrosão abaixo de 550°C, acima de 550°C estas ligas apresentam uma baixa resistência à corrosão e à fluência; alto ponto de fusão; boa resistência à fadiga; boa resiliência; apresentam uma baixa densidade (4.5ton/m<sup>3</sup>) (entre o alumínio e o aço); e, elevada resistência mecânica. Devido à grande resistência específica, este tipo de ligas é utilizado, frequentemente, na indústria aeronáutica, em motores a jacto (estrutura e componentes) e em pás e discos de compressores.

O berílio é um material de grandes contrastes, extremamente reactivo e sensível a impurezas e com um custo elevado. As ligas de berílio são caracterizadas por uma alta rigidez em estado puro; apresentando uma rigidez específica superior ao alumínio, magnésio e titânio; uma temperatura de fusão próxima do aço; uma ausência de ductilidade à temperatura ambiente;

grande ductilidade a 400°C; fraca soldabilidade; maquinagem difícil; e, excelente estabilidade dimensional. Este tipo de material é usado na indústria aeronáutica. [10]

As ligas de berílio são usadas em componentes de aeronaves de forma a assegurar o funcionamento fiável do equipamento vital e visando também aumentar a eficiência de combustível. Na aviação comercial, as buchas do trem de aterragem e os rolamentos são feitos de cobre-berílio. Quando essas peças apresentam uma maior quantidade de cobre-berílio, quando comparado com materiais alternativos feitos de bronze, os rolamentos tornam-se menores e mais leves. O berílio é um componente crucial na tecnologia de navegação, como por exemplo em Sistemas de Posicionamento Global (GPS). Estes sistemas são utilizados para controlo de tráfego e vigilância aérea. [11]

#### *Visão comparativa - Materiais compósitos vs Ligas leves*

Os compósitos, materiais sintéticos feitos a partir de uma engenharia avançada, estão a retirar rapidamente o lugar dos metais nas aeronaves, uma vez que são mais leves, mais duráveis e sofrem uma menor corrosão. A Boeing está a usar massivamente materiais compósitos no seu novo 787 Dreamliner. Dos compósitos destaca-se a redução de peso e a ausência de perda de resistência e rigidez, o que resulta numa diminuição de consumo de combustível e um aumento da carga útil. Os compósitos podem ser caros e difíceis de produzir. Além disso, a maneira como eles se comportam em condições de solicitação extrema impostas pelos voos é menos conhecida que a dos metais.

Por seu turno, as soluções metálicas, como as ligas leves, podem oferecer uma economia de peso, até aos 30% (quando comparado às ligas metálicas atuais), graças à sua baixa densidade e resistência. Estas ligas leves são totalmente recicláveis, o que por um lado, reduz custos, e, por outro favorecem o meio ambiente. A introdução das ligas leves na concepção de uma aeronave veio trazer uma economia de peso semelhante à dos compósitos, mas com menos desvantagens. O alumínio é um dos metais não ferrosos mais usados sendo totalmente reciclada. Os compósitos são normalmente mais difíceis de reciclar que os metais, uma vez que se torna complicado separar a fibra de carbono e o plástico. Actualmente é possível fazer uma escolha dos materiais componentes das ligas adequada não só às necessidades, como também à rentabilização e reutilização das mesmas. Desta forma, ao compreender-se a importância das ligas metálicas, é fundamental existir uma gestão racional e sustentável dos recursos naturais que o homem tem à sua disposição.

#### (i.2) Novos Processos de fabrico

Enquanto novos processos de fabrico iremos abordar, pela sua relevância actual, dois métodos distintos: *Friction Stir Welding* e os métodos de fabrico através de Compósitos 3D.

O processo de *Friction Stir Welding* tem verificado um crescimento colossal durante as últimas duas décadas com aplicações em diversos domínios da indústria, tais como naval,

automóvel, aeronáutica e aeroespacial. O FSW é um processo de junção relativamente novo que foi originalmente desenvolvido e patenteado pelo *Welding Institute of Cambridge*, em Inglaterra. Desde 1993 este novo processo de fabrico tem sido estudado e demonstrado por investigadores, apresentando-se como o processo de soldagem mais atraente em estruturas no ramo da aeronáutica, para produzir juntas com excelente propriedades quando aplicados às ligas de alumínio e compósitos de matriz de metal. O FSW pode ser melhor descrito em termos convencionais como uma combinação de extrusão e forjagem de metais a temperaturas elevadas. [12]

Este processo é considerado um processo de estado sólido (ou semi-sólido) que une de forma integral placas ou folhas, misturando-os ao longo de uma linha de solda sem fusão, não requerendo necessidade de gás de blindagem ou de metais de enchimento. Contudo a introdução dos processos de soldagem na indústria aeronáutica apresentava diversos obstáculos relacionados com a perda de propriedades mecânicas, devido à grande entrada de calor; o controlo de defeito (confiabilidade do processo); e, por último relacionado com a impossibilidade de soldar ligas endurecidas, como AA2024. Algumas destas questões são atenuados com a aplicação de novos processos de união que exigem entrada de menos calor e são mais confiáveis. [13]

O conceito principal deste processo consiste numa ferramenta não consumível rotativa que é inserido nas extremidades adjacentes de folhas ou placas a serem unidas sendo atravessadas ao longo da linha de junta. Neste processo, a ferramenta de soldagem é composto apenas por um pino e um ressalto que podem ser integrados numa única peça. Comparando este processo de soldagem com outros processos de soldagem tradicionais este apresenta vários benefícios, nomeadamente mecânicos, económicos e ambientais. No âmbito dos benefícios mecânicos, este processo apresenta uma baixa distorção de soldagem e boa estabilidade dimensional, baixa tensão residual; diminui o risco de fissura a frio; permite soldar todas as ligas de alumínio, bem como diferentes ligas e materiais; melhora a força conjunta (estática e de fadiga); e, não apresenta nenhuma extremidade fruto do material de enchimento. É um processo mecanizado que apresenta boa aparência superficial. O FSW permite, em termos de benefícios económicos, uma utilização de materiais melhorados, sem desperdício e com possibilidade de placas de soldagem com diversas espessuras; um baixo consumo de energia; uma redução do peso da aeronave, o que permite a redução do consumo de combustível nas estruturas de transporte; diminui o tempo de processamento, sendo um processo de confiança, uma vez que a taxa de defeito é relativamente baixa; e, este processo não tem consumíveis, como os materiais de enchimento ou o gás de protecção. A redução do peso da estrutura consegue-se através da aplicação de novos materiais, como é o caso das ligas leves de alumínio e magnésio, e que apresentem uma elevada resistência específica. Contudo novos usos ficam muitas vezes limitados pela dificuldade que esses materiais apresentam de união. As ligas de alumínio e de magnésio apresentam-se como sendo as opções naturais em função

dos baixos valores de densidade que apresentam, além de apresentarem excelentes possibilidades de reciclagem e uma capacidade em ser moldado por uma ferramenta mecânica ou manual. Esta redução de peso significa uma redução dos custos operacionais nas aeronaves comerciais, que poderá justificar o investimento inicial de produção.

Por fim, este novo processo de fabrico apresenta benefícios ambientais, uma vez que não são necessários gases de protecção, logo não são libertos gases; diminui o consumo de energia no processo; e, na maioria dos casos, não necessita de solventes.

No entanto, o FSW também apresenta alguns inconvenientes que podem originar o embargo da sua implementação em certas aplicações, como por exemplo: apesar de produzir peças para diversos fins e com alguma diversidade de geometrias torna-se necessário que uma das peças seja de forma cilíndrica; um dos materiais deverá ser plasticamente deformável para se soldar; outra desvantagem é o elevado custo das máquinas necessárias.

Na maioria das situações estas desvantagens podem ser superadas com a criação de novos conceitos ou mesmo com modificações no princípio básico subjacente a este processo. Sendo o *Friction Stir Welding* uma técnica ainda emergente o desenvolvimento de novos conceitos de desenho, beneficiando deste processo, vai ajudar a sua adopção em diversas aplicações.

[14]

Em relação aos compósitos 3D, recentemente, duas das maiores empresas do ramo da aeronáutica, Airbus e Boeing, adoptaram este tipo de material compósito na concepção das suas aeronaves, visando reduzir de forma significativa o peso estrutural da aeronave. Esta tendência regista-se não só em estruturas secundárias, como cúpulas de radar e superfícies de controlo, mas é igualmente utilizado em estruturas de suporte de carga primária.

Os materiais compósitos reforçados com fibras, ou também denominados por compósitos 3D, apareceram devido á necessidade de responder a um aumento simultâneo de resistência e tenacidade nos materiais homogéneos. Este tipo de material é, pois, um material em que fibras de comprimentos, de orientação e de teor volumétrico variáveis são aglomeradas por um segundo elemento, o qual é designado por matriz que assegura a distribuição das cargas por todas as fibras permitindo que estas trabalhem em função umas das outras.

Estes materiais podem ser distinguidos em duas grandes famílias, tendo em conta a sua aplicação: plásticos reforçados com fibra de vidro e compósitos avançados. Os primeiros são utilizados na generalidade das indústrias, os segundos usam fibras de elevado teor de elasticidade e grande resistência, como é o caso do carbono e aramidas. Este tipo de compósito tem a sua utilização na indústria aeronáutica limitada devido ao seu elevado custo.

[15].

Para se tirar o máximo partido destes materiais compósitos torna-se necessário reconhecer, desde o início que estes se comportam de uma forma inteiramente diferente quando comparados com os materiais compósitos monolíticos e 2D. [16] Os materiais da estrutura dos

compósitos 3D podem ser criados de modo a que as fibras sejam colocadas em direcções preferenciais, de acordo com a tensão máxima; a utilização destes reforços têxteis permite a obtenção de uma melhor relação de peso/resistência, quando comparados com os materiais clássicos, como o aço; estas matérias têxteis mantêm a sua total integridade e o seu comportamento sob condições extremas, por exemplo, num ambiente exterior não corrói e não altera as suas dimensões quando está em contacto com diversas temperaturas, ainda que sejam significativas, e, nem se apresentam sensíveis aos campos electromagnéticos. Estas são algumas das vantagens que este tipo de material compósito apresenta. Os compósitos 3D não são apenas bonitos, também têm potencial para mudar a forma como as aeronaves e outras estruturas complexas são construídas. A indústria aeronáutica foi pioneira no uso destes compósitos nas suas aeronaves.

Contudo este aumento de utilização de material compósito 3D também apresenta algumas desvantagens, como é o caso dos custos de produção, uma fraca resistência ao calor e problemas com a sua reciclagem. [17]

### (i.3) *Lean cabin environment*

Modernas iniciativas da indústria aeronáutica têm sido implementadas um pouco por todo o mundo existindo hoje em dia diversas maneiras de se minimizar o consumo de combustível.

O método mais simples de reduzir o consumo de combustível de uma aeronave é reduzir o seu peso. A física cuidará do resto: ao longo de uma mesma distância uma aeronave mais leve irá queimar uma menor quantidade de combustível.

Uma medida de redução de peso tem sido a de reduzir as quantidades de água potável e de determinados produtos para o consumo realizado nos aviões, dependendo do destino, ao invés de carregar a aeronave de forma desnecessária, aplicando os mesmos parâmetros em todas as rotas.

Por parte das companhias aéreas, diversos procedimentos têm sido adoptados de forma a superar este problema, como por exemplo, diminuição do arrasto da aeronave; lavagem do motor; utilização de pneus mais leves; quantidade de água potável transportada; utilização do Sistema APU (*Auxiliary Power Unit*); peso do recipiente da carga; quantidade de combustível extra transportado; índice de custo variável<sup>2</sup>; e, peso reduzido dos itens de *catering*.

A rugosidade na superfície exterior da aeronave aumenta o arrasto logo aumenta o consumo de combustível. Manter a superfície externa da aeronave limpa e sem defeitos, tais como

---

<sup>2</sup> Somatório dos custos de manutenção da aeronave/hora; custo de voo e da tripulação/hora, mesmo para tripulações com salários fixos, uma vez que o tempo de voo influencia o custo total da tripulação; e, custo da propriedade das aeronaves ou arrendamento das mesmas para voos extras/hora, não é necessariamente um custo fixo, mas é possivelmente uma fração variável do mesmo

pintura lascada, arranhões e selos danificados permite uma diminuição do arrasto e, conseqüentemente, uma redução do consumo de combustível.

A lavagem do motor de forma regular com água remove a sujeira acumulada. A lavagem efectuada dentro dos motores da aeronave permite uma utilização mais racional e eficiente do combustível a utilizar.

Outra medida implementada diz respeito à utilização de pneus mais leves, sendo que estes não deverão diminuir o seu tempo de vida, segurança, desempenho ou serviço, e que não contenham um custo adicional.

Utilizar os recipientes de água potável para operar nas aeronaves com as quantidades necessárias, consoante seja necessário para um voo curto ou voo longo, permite reduzir o peso da aeronave. A primeira etapa é analisar o uso da água e determinar a quantidade realmente necessária. Um pouco de água extra é adicionada para se certificar de que não se registará escassez de água durante o voo. Esta medida previu reduzir o peso em 100 kg por aeronave, o que provoca uma redução no consumo de combustível.

Uma outra via passa pela redução na utilização de *Auxiliary Power Unit - APU* (unidades de potência auxiliar) nas aeronaves. Um APU é um pequeno motor de turbina a gás que fornece energia eléctrica e ar comprimido. É utilizado para iniciar os motores de propulsão principal, fornecer ar pressurizado para os sistemas de controlo ambiental da aeronave, fornecer energia eléctrica para a iluminação da aeronave e fornecer, em caso de emergência, alimentação energética durante o voo. Este sistema fornece às aeronaves electricidade, aquecimento e ar condicionado, quando está em pista e não está ligado à energia em terra. Esta medida tem sido difícil de implementar, ainda que se continue a monitorizar e a tentar reduzir o seu uso. [18]

O peso do recipiente da carga é, habitualmente, pesado. Estas unidades de carga servem para armazenar itens da tripulação, bagagem dos passageiros e carga de itens variados. Existem dois tipos destes recipientes de carga, um é usado para bagagem e outro para carga. Reduzir o peso do recipiente da carga permite reduzir o consumo de combustível, uma vez que o peso final da aeronave tem grande influência na quantidade de combustível utilizado.

A determinação da quantidade de combustível extra utilizado como reserva em cada voo mostra-se crucial, uma vez que não estando estabelecido a quantidade extra de combustível necessário cada piloto utiliza uma quantidade estimada por si, uma vez que não existia um sistema que estimasse, de forma precisa, as necessidades de combustível para cada voo. A não utilização de combustível extra permite efectuar uma poupança no peso final da aeronave, e conseqüentemente, uma poupança no consumo de combustível.



A introdução de índices de variáveis de custo para o planeamento do voo, com o sistema de estimativa de combustível necessário - *FWZ*, que leva em conta o tipo da aeronave bem como o seu destino passando a ser usado para todos os destinos de todas as aeronaves permite que muitos aviões sejam operados segundo velocidades mais baixas. Isso reduz o consumo de combustível e as emissões de gases poluentes.

A medida de reduzir o peso dos itens de catering procura reduzir o peso dos itens da restauração, mas sem comprometer o conforto do cliente. Estes itens dizem respeito a materiais diversos, como bebidas, jornais, revistas, cobertores, ou seja, todo o material essencial para ir ao encontro das necessidades do cliente, bem como do seu conforto. As mudanças ao nível dos itens a ter no interior da aeronave deverão ser feitas de forma a seleccionar material leve e analisar de forma detalhada as quantidades de itens diversos, de modo que apenas as quantidades necessárias sejam utilizadas. Reduzir o peso com estes itens permite reduzir o custo do combustível.

Todas estas alterações efectuadas de forma articulada afectam positivamente os custos com o combustível e o meio ambiente. As medidas apresentadas permitem reduzir o consumo de combustível de forma substancial, bem como os custos daí decorrentes. Os benefícios serão ainda maiores quando o preço do combustível de aviação sobe. Reduzindo o consumo de combustível de forma considerável o resultado não se verifica só em termos de redução dos custos com o combustível, mas também é uma redução significativa das emissões para o ambiente.

Por seu turno, os passageiros podem facilmente contribuir para esta redução do peso final da aeronave. Viajar mais leve significa uma economia de combustível. Por exemplo, um pacote a menos, um par de sapatos a menos, comprar um livro no seu destino em vez de o fazer antes de sair, usar garrafas menores - e alguns milhões de passageiros mais tarde, muitos quilos serão reduzidos, uma menor quantidade de combustível será consumido e as emissões de CO<sub>2</sub> terão sido evitadas.

Em termos de manutenção de aeronaves, existem diversas medidas, algumas relativamente baratas, que podem produzir uma economia de combustível. Por exemplo, uma pintura lascada ou um simples arranhão pode afectar a aerodinâmica de um avião. Efectuar reparos imediatos podem fazer uma grande diferença.

#### *(ii) Utilização de motores mais eficientes*

O horizonte da ACARE tem como objectivo para as aeronaves que estas reduzam para metade o ruído que produzem; as emissões de dióxido de carbono (CO<sub>2</sub>); reduzir em 85% a poluição por óxidos de azoto (NO<sub>x</sub>), em relação aos níveis de 2000. Em 2050 as metas, no que respeita ao ruído, CO<sub>2</sub> e NO<sub>x</sub>, a atingir serão elevadas para os 65%, 75% e 90%, respectivamente.

Em 50 anos, desde os primeiros jactos comerciais, o ruído dos motores já se reduziu 75% e o consumo de combustível em cerca de 80%. O CO<sub>2</sub> tornou-se também um inimigo a abater, por outra razão: as alterações climáticas.

O aumento da frota aérea é outro problema. Segundo a ICAO, o número de aviões disparará para 47.500 em 2036, mais do dobro do que os 18.700 de 2006.

Os Estados Unidos, Europa, Japão, Canadá e Rússia têm vindo a desenvolver iniciativas que anseiam pela conquista de soluções para as crescentes preocupações ambientais e com o preço dos combustíveis que cada vez mais assola o mundo, nascendo assim uma necessidade de se criar e desenvolver um motor mais eficiente e “mais verde”, ou seja, que reduza o impacto ambiental através da redução das emissões de gases, e, que minimize o consumo de combustível mantendo o mesmo rendimento da aeronave. Melhorar o desempenho típico traduz uma maior eficiência estrutural, o que resulta em peso reduzido.

As soluções para a obtenção de um motor que seja mais eficiente passam por revestimentos de protecção; melhorias no motor a jacto actualmente existente, através de uma optimização do sistema de propulsão e adopção de uma tecnologia de combustão avançada; e, a utilização de materiais que sejam mais leves e recicláveis.

O aumento de eficiência e confiabilidade dos motores provavelmente será alcançado como resultado de uma aplicação de revestimentos de protecção no motor e através de uma redução considerável dos seus custos de produção. A nova tendência no desenvolvimento do sistema de revestimento irá incluir, provavelmente, um depósito multicamadas, gradiente e revestimentos modificados, cujas propriedades irá superar os revestimentos actuais. [19]

Este revestimento é o que envolve as peças, nomeadamente as lâminas de turbina, lâminas de compressores e em peças de câmaras de combustão de motores, com ligas à base de níquel. Este revestimento visa ser mais resistente ao calor e à erosão e corrosão.

A introdução de melhorias no motor a jacto passa pela optimização do sistema de propulsão e a utilização de uma tecnologia de combustão avançada. A evolução na área da propulsão tem sido uma constante ao longo dos anos. Os primeiros jactos impulsionavam o avião só com os gases expelidos pela câmara de combustão, através de um fluxo estreito e rápido. Depois, deram lugar aos turbofan, em que parte da energia da combustão fazia girar um rotor secundário, mais largo - que é o primeiro conjunto de pás rotativas que se encontram à entrada do motor. Uma vez que, quanto maior for o diâmetro desta secção, menos combustível é consumido e menor é o ruído, torna-se mais eficiente mover um fluxo maior de ar, mais devagar. A utilização de combustíveis alternativos, bem como melhorias tecnológicas adicionais irão ser necessárias, em curto prazo. O uso de combustíveis alternativos apresenta um grande potencial, mas estão ainda longe no horizonte. Os biocombustíveis começam a despontar, também, como uma potencial solução.

A tecnologia de combustão avançada é outra solução encontrada no seio das melhorias do motor a jacto actualmente existente. As maiores esperanças de redução das emissões de CO<sub>2</sub> estão depositadas num sistema de “rotor aberto”, em que a cobertura do rotor externo é eliminada, expondo duas hélices em contra-rotação. A utilização de um motor de “rotor-aberto” está a desenvolver-se no âmbito de uma nova geração de motores turbofan, ainda que mais eficientes do que os motores actuais. Este sistema é um grande passo tecnológico, apesar da ideia não ser nova, outros fabricantes de motores - como a *General Electric* e a *Pratt & Whitney* - já tinham desenvolvido modelos semelhantes na década de 1980, fortemente pressionados pelo aumento dos preços do petróleo. Contudo, os preços registaram uma descida e os projectos foram colocados de lado, antes de vingarem no mercado. Visando construir aparelhos mais leves, a tecnologia de “rotor aberto” é das mais promissoras, com uma possível redução em 15% das emissões de CO<sub>2</sub>. Tratando-se de um motor a jacto, mas com duas hélices exteriores em contra-rotação.

Outra solução para a obtenção de um motor mais eficiente reside na utilização de materiais mais leves e recicláveis. Os materiais poderão ter sensores para monitorizar a estrutura da aeronave, reduzindo a necessidade de inspecções periódicas. A utilização de novos tipos de alumínio que apresentem uma baixa densidade também se apresenta como uma solução viável. A optimização da montagem e desmontagem das diversas peças, bem como a sua reciclagem é outro objectivo.

Como já foi referido, a criação de novos compósitos está a ser desenvolvida, de modo a tornar os aviões mais leves. A criação de componentes de compósitos de matriz cerâmica são uma característica essencial da próxima geração de motores a jacto para aeronaves regionais e jactos executivos devido à sua baixa massa e maior durabilidade e resistência ao calor. Estas características significam que os motores precisam de menos ar para a refrigeração, o que melhora a eficiência geral do motor. As peças de cerâmica irão preencher muitas áreas da secção quente do motor, incluindo pás de turbina de alta e baixa pressão, bordas da turbina e invólucros dos combustores.

### *(iii) Alteração do perfil operacional da aeronave*

Tendo como ponto de partida uma necessidade de reduzir o consumo de combustível das suas aeronaves, diversas companhias aéreas adoptaram algumas medidas de forma a superar o seu problema, como por exemplo a optimização do plano de voo; o dilema entre voos curtos e voos longos; a utilização das tecnologias de informação e comunicação (TIC); a navegação aérea; e, o uso de um só motor durante a manobra de *taxiing*. [20]

As operações de optimização, nomeadamente a optimização do plano de voo, por parte das companhias aéreas têm sido um factor na melhoria dos níveis de eficiência de combustível. A utilização de rotas mais pequenas traduz-se numa diminuição do tempo de voo e, naturalmente, num consumo menor de combustível. A adopção de novas técnicas de gestão

podará também aumentar o número de passageiros por cada voo, o que consequentemente origina uma eficiência de combustível de cada lugar a bordo. Flexibilizar a utilização das diferentes aeronaves de cada companhia aérea também permite uma melhor eficiência, por exemplo, a capacidade destas em usar aviões menores de dois motores em rotas maiores significa que os passageiros podem agora voar diretamente entre cidades de médio porte, em detrimento da necessidade de realizar escalas em *hubs* mais pequenos. [21]

Os desafios que se colocam à criação de um sistema de Gestão do Tráfego Aéreo (ATM - "air traffic management") global são bastantes complexos, mas não intransponíveis. Superar o desafio político de soberania de todo o espaço aéreo é o primeiro problema que se coloca, uma vez que o espaço aéreo europeu, por exemplo é incrivelmente complexo e fragmentado, o que desenvolve rotas em torno das voltas das diversas fronteiras nacionais. Cada uma destas rotas significa voar mais longe, consumir uma maior quantidade de combustível quando comparada com aquela que realmente precisa. [21]

Aparte de tudo isso, as TIC também têm dado uma importante ajuda na redução do consumo de combustível, uma vez que permitem efectuar um planeamento dos voos e rotas de forma eficiente. Realizar um plano de voo na verdade é um procedimento complexo que deve ter em consideração um número significativo de variáveis. [22]

O tráfego aéreo de passageiros e mercadorias tem registado uma tendência de crescimento ao longo dos últimos anos, graças às perspectivas económicas positivas se terem sobreposto aos níveis de depressão provocados pela crise financeira mundial despoletada em 2009. [23]

No seu relatório anual o ICAO afirma "que o crescimento substancial do tráfego é um reflexo das melhores perspectivas económicas no mundo inteiro" tendo-se registado um aumento de 6,3% de passageiros em 2010 quando comparado com o ano anterior. Devido ao alargamento geográfico da UE a Europa continua a beneficiar da capacidade das transportadoras de baixo custo visando expandir os seus mercados ponto-a-ponto.

Até recentemente, o tráfego aéreo tem sido gerido pelo encaminhamento aeronaves em rotas pré-determinadas. O espaço aéreo é dividido por diferentes sectores de controlo. O piloto regista, antes de um voo, o seu plano onde delinea a rota planeada para a aeronave. Aspectos como a altitude em que o avião irá voar e a hora em que o mesmo vai passar por diversos sectores são acordados com o controlo de tráfego aéreo. [20]

As companhias aéreas têm desde há alguns anos vindo a experimentar o uso de um motor para executar a manobra de *taxiing*. A iniciativa de implementar um só motor de *taxiing* entre o hangar e a pista é, sempre que possível, posta em prática, apesar de não ser permitida em todos os aeroportos, nem em algumas condições meteorológicas. O uso de um só motor *taxiing* é pensado para ser seguro e viável. Esta prática ajuda a poupar combustível e a proteger o ambiente. [21] Usando esta técnica, uma companhia aérea economiza, em

média, pelo menos 1,5 milhões de litros de combustível por ano. Apesar dos benefícios desta técnica existem ainda métodos que se apresentam como sendo mais eficientes para movimentar uma aeronave em torno de um aeroporto. [20]

O aumento do número de rebocadores de aeronaves é um método que está disponível. Estes poderão ser ligados à roda do nariz da aeronave e utilizados para rebocar esta entre a pista e o terminal. Actualmente, este método está a ser analisado recorrendo ao uso de um sistema semi-automatizado. Desenvolver este método numa solução global é complexo uma vez que as operações aeroportuárias diferem muito em tamanho. [20] A companhia aérea EsayJet irá colaborar na concepção de um sistema eléctrico *taxiing* "verde". Este sistema inovador permite que aeronaves em *taxiing* não necessitem de usar os seus motores, nem tenham que recorrer ao uso de um rebocador para manobrar a aeronave em torno do aeroporto. Os primeiros testes operacionais estão previstos para o início de 2013, o que provoca que ainda não estejam determinadas as estimativas de poupança de combustível e das emissões que podem ser atingidas, bem como quantificar outros benefícios. Este sistema eléctrico "verde" irá usar Unidades de Potência Auxiliar (APU) da aeronave para alimentar os seus motores nas rodas principais. Cada uma das rodas será equipada com um sistema electromecânico. [19]

### 2.2.2 Abordagem Revolucionária

Esta abordagem contempla alterações significativas no projecto da aeronave. Iremos agora explorar os conceitos que actualmente se encontram em fase de estudo, destacando-se o conceito *BWB - Blended Wing Body*, um projecto da *Massachusetts Institute of Technology (MIT)*, e o conceito *morphing*.

#### (i) *Blended Wing Body (BWB)*

A configuração *BWB* apresenta um formato que não é convencional. Tendo sido estudado de forma exaustiva nos últimos anos. O avião *BWB* é uma configuração de asa voadora com uma capacidade para 450 a 800 passageiros, apresentando um alcance de 7000 Nm a Mach 0,85. Este novo conceito irá dispensar entre 20 a 27% de combustível se o compararmos com o Airbus A380, devido a um peso menor na descolagem de 15% e uma melhoria de eficiência aerodinâmica (razão sustentação - arrasto) de 20%. Esta configuração da aeronave ainda se encontra em fase de estudo estando a ser analisada por diferentes instituições, entre elas, universidades, institutos de pesquisa e indústrias, incluindo empresas como a Boeing, Airbus, ONERA, NASA, entre outras. [24]

Os sistemas da configuração *BWB* apresentam vantagens significativas para o controlo do veículo, possuindo uma configuração ideal para a aplicação da tecnologia de fluxo laminar e, tendo grande potencial para integrar a estrutura. As estruturas deste modelo apresentam secções profundas eficientes com espaços favoráveis para transporte de carga. Por sua vez, em termos de aerodinâmica, este modelo apresenta uma área molhada baixa em relação ao volume e uma menor interferência do arrasto. Esta configuração tem uma enorme capacidade

volumétrica e a sua configuração da cabine é flexível. Os benefícios são, então, uma minimização do consumo de combustível e das emissões dos gases de efeito de estufa, capacidade elevada para transportar passageiros e cargas e reduções significativas dos custos operacionais directos.

Contudo certos problemas estão inerentes a esta nova configuração - a aceitação por parte dos passageiros a um avião sem janelas, com acesso dificultado às saídas de emergência, estando sentados numa posição distante do eixo da aeronave e com uma inclinação bastante íngreme durante as fases de decolagem e pouso. A figura seguinte ilustra uma configuração típica, investigada pela NASA, do *BWB*. [24]

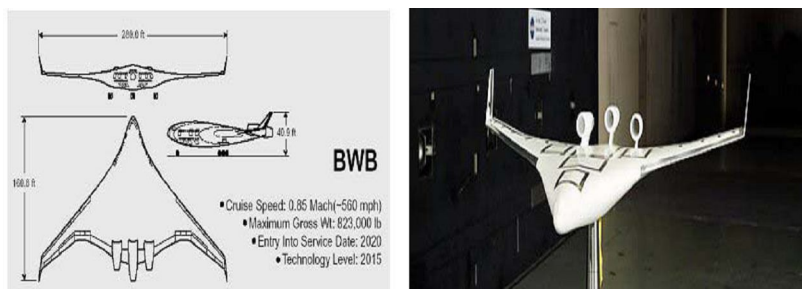


Figura 1: Configuração *BWB*

(ii) *Massachusetts Institute of Technology (MIT)*

O *Massachusetts Institute of Technology (MIT)* criou uma nova configuração para o desenho de aeronaves para o século XXI que, à semelhança dos projectos da Airbus e Boeing, poderia reduzir o uso de combustível em 70%. Caso o projecto seja aprovado este irá resultar numa melhoria drástica no consumo de combustíveis em aeronaves comerciais. As novas configurações do projecto do *MIT* visavam criar um avião de passageiros que, para além do menor consumo de combustível, registasse um corte nas emissões de óxidos de azoto em 75%, tirando partido de pistas curtas e que diminuísse a poluição sonora.

O *MIT* é a equipa que mais se distancia do conceito mais familiar com a fusão de dois corpos juntos na aeronaves longitudinalmente e com a montagem de três motores a jacto turbofan na cauda. Os componentes mais importantes do conceito proposto por esta universidade residem no uso de materiais compósitos de baixo peso e na utilização de motores turbofan. A solução apresentada pela instituição apresentava uma arquitectura "*double bubble*" baseada num projecto de fuselagem dupla - ou seja, duas estruturas cilíndricas colocadas lado a lado para formar a fuselagem, ao contrário de uma única estrutura de tubo-asa, de tal forma que uma secção transversal se assemelha a duas bolhas de sabão fundidas. O projecto permite uma fuselagem mais ampla e curta que deverá auxiliar a entrada e saída dos passageiros, bem como aumentar a capacidade de bancos na aeronave.

Todavia a verdadeira inovação reside na colocação do motor, ao invés do motor estar montado na asa, o que recolhe o movimento rápido do ar intocado longe da fuselagem, o motor será montado na cauda, que por sua vez, irá sugar o ar num movimento lento saindo da esteira da fuselagem. Esta técnica de ingestão da camada limite permite que seja queimado menos combustível ao gerar a mesma quantidade de tracção, possibilitando que o desenho do modelo *Série D* (fig.2) possa atingir a meta dos 70%. A NASA prevê que projectos como o *Série D* possam levantar voo em 2035, quando o tráfego aéreo dobrar os níveis que apresenta actualmente. O MIT também concebeu uma configuração da aeronave - o *Série H* - com base nos mesmos princípios de desenho, mas utilizando uma tecnologia a jacto convencional e utilizando como material o alumínio, este projecto atinge uma redução de 50% na queima de combustível e, de certa forma, poderia servir como alternativa até que algo como o *Série D* se torne uma aeronave padrão.



Figura 2: Modelo Serie D da MIT

Como não poderia deixar de ser, ambos os modelos apresentam desvantagens. A disposição do motor na traseira aumentaria poderia aumentar os esforços de tensão do motor e ambos os aviões viajariam a uma velocidade mais lenta, cerca de 10%, do que um Boeing 737. Mas dada a economia de combustível e a redução do tamanho da pista para a decolagem e aterragem o modelo da *Série D* apresenta-se como uma configuração bastante razoável. [23]

### (iii) Airbus /Boeing

A Airbus decidiu mostrar os seus projectos futuros através da criação de um conceito que prevê um novo conceito de aviões e da aviação como um todo. Enquanto o plano de concepção da aeronave demonstra como materiais avançados poderão criar uma aeronave de alto desempenho com um visual bem tradicional, o conceito de cabine mostra algo totalmente diferente dos aviões atuais. Todos os futurismos embutidos no projecto parecem mostrar uma tendência de retorno a um passado onde a própria viagem de avião era um prazer.

O Plano de Concepção da Airbus incorpora o transporte aéreo que poderia ser assim em 2050 – ou, até mesmo, 2030 se os avanços nas tecnologias existentes continuarem a crescer a um ritmo acelerado. Uma concepção de aeronave com asas extremamente longas e finas, motores semi-incorporados, uma cauda em forma de U e um corpo inteligente e com um peso reduzido reúne todos os recursos disponíveis e utilizados para melhorar o desempenho ambiental ou “eco-eficiência”. Esta concepção permite reduzir o consumo de combustível, um corte significativo nas emissões, diminuição da poluição sonora e um maior conforto, contudo reúne um conjunto de tecnologias que, embora possível, é pouco provável que irão coexistir desta forma. Este plano de concepção destaca alguns dos desafios e decisões que se aproxima para viagens aéreas, ilustrando as principais tecnologias a serem exploradas, na antecipação das necessidades futuras de passageiros e do planeta.

Uma aeronave com asas mais longas e finas permitem deslizar melhor através dos céus uma vez que o fluxo de ar sobre a superfície das asas reduz o arrasto e, por sua vez, melhora a eficiência do combustível. A cauda do avião em forma de “U” irá funcionar como um escudo para reduzir a poluição sonora externa. Este conceito de avião não usa uma cauda vertical, como pode ser isto nos aviões de hoje em dia, porque estas são necessárias quando os motores são instalados nas asas, o que proporciona estabilidade direccional em caso de falha do motor. O corpo central da aeronave, fuselagem, não será mais um simples tubo, será um tubo com hipótese de ser moldado de forma a proporcionar mais espaço interno para as várias configurações de cabine. Tanto a fuselagem como toda a estrutura da aeronave será fabricada, inteiramente, de materiais compósitos, o que irá permitir aproveitar as características de moldagem deste tipo de material. A adopção de novos materiais inteligentes irá contribuir para uma aeronave mais leve que irá consumir menos combustível. Os motores irão ser mais fiáveis, silenciosos e eficientes em relação ao combustível. Novos métodos de fabrico irá permitir reduzir os custos e o impacto ambiental da construção da aeronave, apesar dos novos avanços dos materiais e formas complexas.

A adopção de estruturas morphing, ou seja, que mudam de forma e voltam à sua forma inicial, serão uma realidade. Os materiais com capacidades morphing podem ser metais ou polímeros que têm uma “memória” ou são cobertos com uma “pele” que irá instaurar uma mudança de forma. A memória é criada usando sensores e activadores de sistemas que dão aos materiais um certo nível de inteligência, permitindo-lhes adaptar-se às necessidades dos passageiros. Alguns dos elementos na cabine poderão ser criados usando o fabrico de camadas adicionais, que é um pouco como a impressão em 3D, este processo consiste na impressão de várias camadas muito finas de material, em cima uns dos outros, até que essas camadas formem um objecto sólido, embora essa técnica de produção já esteja a ser testada hoje em dia para pequenas peças das aeronaves, no futuro, o seu uso poderá ser generalizada.



Depois de analisarmos os conceitos futuros da Airbus que aparentam ser mais irrealistas, vejamos a visão da Boeing que é uma visão mais próxima da realidade, é mais optimista, na medida em que é passível de ser transposta para a realidade.

A Boeing Research & Technology dedicou-se durante algum tempo a estudar novos *desenhos* para os aviões comerciais no âmbito de um programa da NASA denominado N+3, o que indicia três gerações além da frota de transporte actual. A Boeing analisou diversos conceitos que assumem como sendo configurações possíveis de aviões, subsónico e supersónico, que permitam oferecer uma melhoria na performance operacional e ambiental sobre as aeronaves de hoje, propondo-se atingir a meta muito agressiva com que a NASA se comprometeu, de forma a minimizar o consumo de combustível em 70%.

A equipa da Boeing subsónico dividiu-se entre cinco conceitos como partes constituintes do projecto *SUGAR (Subsonic Ultra Green Aircraft Research)*. Os conceitos concebidos incluem: duas configurações convencionais apelidadas de *SUGAR Free* e *Refined SUGAR*; duas versões de um novo projecto de alta envergadura e com montantes de asa denominados de *SUGAR High* e *SUGAR Volt*; e, uma configuração de aeronave corpo híbrido - asa ao qual chamaram *SUGAR Ray*. A Boeing apresentou os benefícios e as desvantagens, bem como recomendações para estudos futuros, contudo não elege nenhum como seu favorito, pelo facto de nenhuma das configurações cumprir todos os objectivos.

A configuração *SUGAR Volt* é um avião bimotor com uma tecnologia de propulsão híbrida, com corpo em forma de tubo e uma asa *truss-braced* montada no topo. Este conceito *SUGAR Volt* pode reduzir a percentagem de consumo de combustível em mais de 70 por cento, bem como o uso total de energia em 55 por cento quando a energia da bateria está incluída. Para além deste aspecto, a redução do consumo de combustível e a "ecologização" da rede de energia eléctrica pode produzir grandes reduções nas emissões de CO<sub>2</sub> do ciclo de vida e óxido nitroso. Um sistema de propulsão híbrido eléctrico também tem potencial para encurtar a distância de descolagem e reduzir o ruído. A tecnologia do motor eléctrico híbrido é uma mais-valia em qualquer um dos conceitos, uma vez que pode melhorar o desempenho em relação a todos os objectivos da NASA, contudo é uma tecnologia de alto risco. Para um sistema de propulsão convencional, uma combinação de melhorias para gestão do tráfego aéreo de estruturas e de propulsão pode reduzir o consumo de combustível de 44 a 58 por cento.

Para além deste aspecto outras melhorias incluem o uso de biocombustíveis sustentáveis, que poderiam vir a reduzir ainda mais as emissões de CO<sub>2</sub>, e a utilização de tecnologias avançadas de combustão que poderia reduzir as emissões de óxido nitroso em 75 por cento. Um conceito alternativo que a Boeing estudou diz respeito a uma configuração de asa fixa com V-tails como o plano de referência para o conceito de tecnologia N+3. O estudo realizado admite que as aeronaves supersónicas têm menor eficiência de combustível quando comparado com uma aeronave subsónica, mas aponta como recompensa benefícios de produtividade devido à velocidade. O estudo conclui que as tecnologias mais avançadas podem reduzir o consumo

de combustível suficientemente para que uma aeronave supersónica possa ser viável, económica e ambientalmente, em vários mercados. [24]

#### *(i.v) Morphing*

Assuntos como a eficiência energética e conservação de energia são cada vez mais importantes e tidos em consideração no que se refere ao projecto de uma aeronave. Para o transporte aéreo os avanços da pesquisa e do desenho incluem soluções inovadoras para reduzir o consumo de combustível através da diminuição do arrasto do avião. Entre essas soluções foram estudados diversas técnicas de conservação de energia da camada limite, bem como modificações na forma do perfil aerodinâmico (conceito de asa morphing).

Não há uma definição exacta nem um consenso entre os investigadores sobre o tipo ou a extensão das alterações geométricas que são necessárias para qualificar um avião com o título de *morphing*. Não existe uma definição clara da tecnologia *morphing*, no entanto, existe um consenso geral de que as superfícies de controlo convencionais, ou os dispositivos de sustentação, tais como os *flaps* ou *slats*, que fornecem as alterações geométricas discretas, não podem ser consideradas *morphing*.

Esta abordagem *morphing* parece ser promissora, já que um perfil de asa convencional não pode ser perfeitamente projectado para uma missão inteira de voo, dado que apresenta diferentes condições de fluxo em termos de altitude, velocidade e ângulo de ataque. Considerando uma aeronave de transporte, no caso de melhorar o regime de fluxo laminar ao utilizar asas morphing e assim reduzir o arrasto de atrito, será mais provável minimizar o consumo de combustível. [25]

Existem diversos projectos em análise, sendo que um dos projectos foi iniciado há três anos pelo Consórcio para Investigação e Inovação da Indústria Aeroespacial do Québec (CRIAQ), com o objectivo a longo prazo de reduzir o consumo de combustível em aeronaves e as emissões de gases de efeito estufa. O desenvolvimento de um protótipo Morphing Laminar Wing (MLW) levantou diversos desafios na aerodinâmica e nos sistemas operacionais e mecânicos. O protótipo MLW foi concebido e testado no túnel de vento subsónico localizado no Institute for Aerospace Research of the National Research Council Canada (IAR-NRC), para uma condição típica de voo de cruzeiro, com um ângulo de ataque de  $0,5^\circ$ , desta forma, a extensão do fluxo laminar no extradorso da asa, devido ao morphing, resultou num aumento da razão sustentação/arrasto em mais de 10%, uma vez que terá de ajustar o ângulo de ataque de forma contínua para compensar a redução de peso causado pelo consumo de combustível. A maximização contínua da relação sustentação/arrasto da asa através do morphing, sem dúvida, leva à economia de combustível. O desempenho da aeronave global, em termos de velocidade de cruzeiro, alcance e resistência, será assim reforçada.

Recentemente tem sido comprovada por condições aerodinâmicas em velocidades subsónicas a viabilidade de um conceito deste género que seja capaz de reduzir o arrasto através do alargamento do fluxo laminar sobre o extradorso da asa activa. Este conceito exige a existência de uma estrutura funcional flexível, que permita morphing e mantenha uma rigidez suficiente para resistir a forças aerodinâmicas. O conceito poderá ser baseado num morphing da superfície superior da asa, dada a relativa simplicidade desta abordagem em termos de aplicação industrial. O MLW consiste num extradorso flexível e órgãos ligados entre si através de um sistema de transmissão que é submetido a condições de fluxo variável.

A modificação do perfil aerodinâmico ocorre quando actuadores feitos com recurso a Ligas de Memória de Forma, localizados dentro da caixa da asa, aplicam de forma independente o controlo de deslocamentos entre 0 e 8 mm (1,6%*c*) para o extradorso flexível.

A rigidez geral e a integridade da asa experimental são fornecidas pelo intradorso rígido. Os bordos de fuga e de ataque do extradorso flexível estão ligados ao intradorso rígido de tal forma que asseguram a continuidade tangencial do perfil, acomodando modificações na forma e nas forças de sustentação aerodinâmicas. Seja qual for o conceito de asa morphing adoptado, a metodologia do projecto exige a solução de problemas aerodinâmicos e estruturais que possam surgir.

Depois de analisados os conceitos em estudo, na sua vertente mais inovadora, podemos concluir que muito está a ocorrer no mundo da aviação devido às exigências que o mercado apresenta, novas formas de tecnologia pretendem melhorar as capacidades da aviação comercial reduzindo os custos operacionais, melhorando a segurança bem como tornando-se mais ecológica. Um novo conjunto de tecnologia nas áreas da informática, comunicações e materiais têm influenciado essa evolução. As novas tecnologias ao desenvolverem-se, principalmente, graças ao aperfeiçoamento das tecnologias de informação e comunicação, facilitam o crescimento de projectos inovadores, o que até então não era passível de ocorrer.

# Capítulo 3

## Análise Operacional

### 3.1 Descrição do Modelo

Com o objectivo de neste capítulo se efectuar uma análise dos aspectos mais operacionais incluindo uma definição e/ou descrição do modelo utilizado, optou-se por criar um modelo de raiz de uma aeronave comercial para posteriormente se efectuarem os cálculos com base nesse modelo. Passamos, então, a apresentar o modelo criado segundo todos os seus principais aspectos, bem como todos os cálculos e equações utilizadas. Após este ponto faremos uma abordagem à metodologia utilizada para atingir o objectivo geral deste trabalho, determinando os factores operacionais e de alteração do conceito de projecto que permitem uma redução substancial no consumo de combustível.

#### 3.1.1 Apresentação preliminar do modelo de um avião comercial

##### 1. Recolha de Dados

##### 1.1 Projecto

O projecto conceptual constitui a fase inicial do processo de projecto. Apesar de existir um vasto conjunto de aeronaves, cada uma com as suas próprias características, podem-se encontrar características comuns subjacentes à maioria delas.

##### 1.1.1 Tipo de Aeronave e Mercado

Visa-se projectar um avião comercial para efectuar voos essencialmente no mercado Europeu numa Faixa de Alcance *Gross Still Air (GSAR)* de 4.000 quilómetros e com a capacidade única para 150 passageiros. O objectivo é projectar uma aeronave que preencha os requisitos seguintes:

- Faixa de Alcance *Gross Still Air* = 4,000 km
- Nº de passageiros = 150
- Voo de cruzeiro Mach  $n = 0,80$
- Altitude = 36.000 ft (10972,8 m)

##### 1.1.2 Outras Limitações e Normas

Algumas das principais exigências no projecto surgem de regulamentos operacionais. Todos os aviões comerciais devem satisfazer os requisitos de aeronavegabilidade que cobrem os seguintes aspectos.

- a) Voo: inclui itens de desempenho como *Stall*, descolagem, subida, cruzeiro, descida, aterragem, entre outros. Também estão incluídos os requisitos de controlabilidade, estabilidade e manobrabilidade.
- b) Estrutural: Cargas de voo, cargas no solo, condições de aterragem de emergência, avaliação da fadiga, etc.
- c) *Powerplant*: Protecção contra incêndio, unidade auxiliar de potência, entrada de ar/escape, sistemas de combustível, refrigeração.
- d) Outros: Normas de qualidade dos materiais, a colisão com pássaros.

Além dos requisitos operacionais e de segurança, o projecto deve satisfazer igualmente as restrições ambientais.

## 1.2 Projecto Preliminar

Ao comparar-se os transportes comerciais a jacto actualmente em uso, pode-se encontrar muitas semelhanças entre eles, que serão usados neste projecto. O motor escolhido para este será do tipo *Medium Bypass Turbofans*. Esta opção deve-se ao facto de no regime de voo com número de Mach entre 0,6 e 0,85, estes motores apresentarem uma melhor eficiência e, além disso a redução da produção de tração com a velocidade não ser tão rápida. Os motores serão inseridos na asa da aeronave, que embora não seja uma regra, é o predominante em projectos de diversas empresas de topo, nomeadamente na Boeing e Airbus. *Cauda com asas enflechadas* e uma configuração convencional de *rear-tail* são as escolhidas. Novamente, esta escolha é ditada pelo facto de termos uma grande quantidade de dados que nos permite elaborar comparações.

### 1.2.1 Estimativa Preliminar do Peso

Dado o número de passageiros, pode-se estimar a carga na seguinte forma: incluir um membro da tripulação de cabine por cada trinta passageiros, neste caso temos cinco membros da tripulação e, incluir na tripulação de voo o piloto e o co-piloto. Assim, o total de passageiros e de tripulação de voo é de  $150+5+2=157$ . Permite-se 110 quilogramas por cada passageiro assumindo que 82 quilogramas (kg) de peso seja do passageiro com bagagem de mão e 28kg e bagagem de *check-in*.

Assim obtém-se uma carga útil ( $W_{PAY}$ ) de  $157 \times 110 = 17270\text{kg}$ .

Estima-se agora o peso bruto da aeronave ( $W_g$ ) com base nos valores definidos no Anexo 1, escolhendo-se uma estimativa inicial de peso de 60.000kg.

Tendo presente o objectivo do nosso projecto, o Anexo 1 contém a base de dados com alguns parâmetros definidos em aeronaves semelhantes ao modelo concebido.

### 1.2.2 Parâmetros da asa

Para estimar os parâmetros da asa, precisamos de escolher um valor para a carga alar ( $W/S$ ), definido como sendo a razão entre o peso e a área da asa. Este é um dos aspectos mais importantes que, não só decide os parâmetros da asa, como também executa um papel importante no desempenho da aeronave. Observando aviões semelhantes, escolhe-se uma estimativa inicial para a carga alar ( $W/S$ ) de  $5500\text{N/m}^2$ . Uma vez que a  $W/S$  foi decidido, os outros parâmetros da asa são escolhidos também com base em aeronaves semelhantes.

Aerodinamicamente, é desejável ter uma Razão de Aspecto grande ( $A$ ); como tal elegemos o valor de 9,3 com base no Anexo 1. A relação de *afilamento* ( $\lambda$ ) é um parâmetro geométrico em que o seu valor é praticamente o mesmo usado em todas as aeronaves que se encontram no Anexo 1. Escolhe-se um valor médio de 0,24 para  $\lambda$ . O enflechamento do quarto da corda ( $\Lambda_c/4$ ) é escolhido com um valor de  $25^\circ$ . Consequentemente a área da asa ( $S$ ) é:

$$S = W_g \frac{S}{W} = 106.98 \text{ m}^2 \quad (1)$$

A envergadura da asa ( $b$ ) pode ser calculado a partir de  $A$  e  $S$ :

$$b = \sqrt{SA} = 31.54 \text{ m} \quad (2)$$

A corda da raiz ( $c_r$ ) e a corda da ponta ( $c_t$ ) são encontrados através das seguintes equações:

$$c_r = \frac{2S}{b(1+\lambda)} = 5.47 \text{ m} \quad (3)$$

$$c_t = \lambda c_r = 1.31 \text{ m} \quad (4)$$

### 1.2.3 Empenagem

Como mencionado anteriormente, foi escolhido a configuração convencional *rear-tail*. São aqui obtidos os parâmetros geométricos da cauda horizontal. Os valores de  $S_h/S$  e  $S_v/S$  são obtidos a partir do conjunto de dados de aeronaves semelhantes. Escolhendo-se:

$$\frac{S_h}{S} = 0.31 \quad \frac{S_v}{S} = 0.21$$

Então obtém-se:

$$S_h = 33.164 \text{ m}^2 \quad S_v = 22.466 \text{ m}^2$$

Ao elegez razões de aspecto adequadas ( $A_h$ ,  $A_v$ ) do conjunto dos dados (Anexo 1) tem-se que  $A_h=5$  e  $A_v= 1,7$ . Usando a equação 2, obtém-se a envergadura ( $b_h$  e  $b_v$ ) como:

$$b_h = \sqrt{A_h S_h} = 12.877 \text{ m} \quad (5)$$

$$b_v = \sqrt{A_v S_v} = 6.18 \text{ m} \quad (6)$$

Os valores escolhidos para os afilamentos ( $\lambda_h$ ,  $\lambda_v$ ) a partir do conjunto de dados são  $\lambda_h = 0,26$   $\lambda_v = 0,3$ . Pode-se assim calcular a corda da raiz ( $c_{rh}$ ,  $c_{rv}$ ) e a corda da ponta ( $c_{th}$ ,  $c_{tv}$ ) como:

$$c_{rh} = \frac{2S_h}{b_v(1+\lambda_v)} = 4.09 \text{ m} \quad (7)$$

$$c_{rv} = \frac{2S_v}{b_v(1+\lambda_v)} = 5.59 \text{ m} \quad (8)$$

$$c_{tv} = \lambda_v c_{rv} = 1.68 \text{ m} \quad (9)$$

$$c_{TR} = \lambda_R c_{TR} = 1.06 \text{ m} \quad (10)$$

Do conjunto de dados, escolhe-se para enflechamentos do quarto da corda  $\Lambda_h = 30^\circ$  e  $\Lambda_v = 35^\circ$ .

#### 1.2.4 Superfícies de Controlo

Ao se observar as aeronaves bem como os dados do projecto que têm sido estudados são escolhidos os seguintes valores de parâmetros.

- $S_{flap}/S = 0.17 \Leftrightarrow \text{Area do T.E. flaps} = 18.19 \text{ m}^2$
- $S_{slat}/S = 0.10 \Leftrightarrow \text{Area do L.E slats} = 10.7 \text{ m}^2$
- $b_{flap}/b = 0.74 \Leftrightarrow b_{flap} = 23.34 \text{ m}$
- $S_{slat}/S_{ht} = 0.22 \Leftrightarrow S_{slat} = 7.3 \text{ m}^2$
- $S_{rua}/S_{vt} = 0.25 \Leftrightarrow S_{rua} = 5.62 \text{ m}^2$
- Tipo de Flap utilizado: Fowler flaps
- Principal dispositivo de sustentação: slat

#### 1.2.5 Fuselagem

As considerações aerodinâmicas exigem uma fuselagem delgada. Contudo, o conforto dos passageiros e as restrições estruturais limitam esse aspecto. Obtemos o comprimento da fuselagem ( $l_f$ ) e o diâmetro da fuselagem ( $d_f$ ) escolhendo  $l_f/b=1,05$  e  $l_f/d_f=8,86$  a partir do Anexo 1.

Então:

$$l_f = 33.12 \text{ m} \quad (11)$$

$$d_f = 3.74 \text{ m} \quad (12)$$

#### 1.2.6 Motores

Observando a relação tração-peso ( $T/W$ ) de aviões similares, obtém-se um  $T/W$  de 0,3. O que implica uma exigência de tração  $T=0,3 \times W_g=180 \text{ kN}$  ou  $90 \text{ kN}$  por motor. O motor CFMI FM56-3-B1 *Turbofan* é o que mais se aproxima desta exigência.

#### 1.2.7 Trem de Aterragem

Escolhe-se um trem de aterragem do tipo triciclo, uma vez que é o modelo mais comumente usado na indústria aeronáutica. Este tipo de trem de aterragem é favorecido por duas razões: uma dela prende-se com o facto de durante as fases de descolagem e aterragem o peso do

avião ser distribuído inteiramente pelas rodas traseiras; por outro lado, este tipo de trem apresenta uma melhor estabilidade lateral no solo.

### 1.3 Altura Total

Com base nas dimensões dos modelos comparados no Anexo 1, a altura total considerada foi de 11,13 metros.

## 2. Revisão da Estimativa do Peso

No ponto anterior efectuou-se uma estimativa inicial para os parâmetros da aeronave. A estimativa do peso irá ser revista, utilizando estimativas redefinidas do peso do combustível, bem como do peso vazio. As fracções de combustível para as várias fases são trabalhadas nas etapas seguintes. As fracções de combustível para o aquecimento, decolagem, subida e aterragem foram todas elas retiradas do capítulo 3 da referência [28].

### 2.1 Estimativa da Fracção do combustível

O peso do combustível depende do perfil da missão e do combustível necessário para a reserva. O perfil da missão de uma aeronave civil a jacto de transporte envolve: decolagem, subida, cruzeiro, espera antes de aterrar, descida e aterragem.

#### 2.1.1 Aquecimento e Decolagem

O valor para esta fase é assumido por:  $\frac{W_1}{W_0} = 0,97$

Onde  $W_0$  é o peso da decolagem e  $W_1$  apresenta-se como o peso final na fase de decolagem.

#### 2.1.2 Subida

A relação de peso para esta fase é dada por:  $\frac{W_2}{W_1} = 0,985$

#### 2.1.3 Voo Cruzeiro

A relação do peso na fase de voo cruzeiro é calculada utilizando a seguinte expressão:

$$\frac{W_3}{W_2} = \exp \left[ \frac{-RC}{L/D} \right] \quad (13)$$

Como o Alcance *Gross still Air* é de 4000 quilómetros, temos:

$$Cruise\ Safe\ Range = \frac{GSAR}{1,5} = \frac{4000}{1,5} = 2667\ km$$

O  $L/D_{max}$  é tido como 18 a partir da figura 3.6 do Cap.3 da referência [28].

Este valor corresponde ao valor médio para aeronaves civis a jacto. Como tal:

$$(L/D)_{cruise} = 0,866(L/D)_{max} = 0,866 \times 18 = 15,588 \quad (14)$$

Para dar conta de possíveis desvios devido a ventos contrários durante o voo de cruzeiro e a um possível desvio para outro aeroporto, proceda-se da seguinte forma. O vento contrário é



tido como 15m/s. O tempo para cobrir o alcance de cruzeiro seguro de 2667km em  $V_{cr}$  de 849,8 km/h é:

$$Tempo = \frac{2667}{849,8} = 3,14 \text{ horas}$$

Posto isto, com um vento de 15m/s ou 54km/h terá de se contabilizar uma distância adicional de:

$$Distância\ adicional = 54 \times 3,14 = 169,5 \text{ km}$$

A previsão do desvio para outro aeroporto é tida como 400km. A distância total extra que tem de ser contabilizada nos cálculos é de 169+400=569km. A distância total durante o cruzeiro é 3236,118km. Substituindo os valores apropriados na equação 13, obtemos:

$$\frac{W_3}{W_2} = \exp \left[ \frac{-3236,118 \times 0,6}{849,8 \times 15,588} \right] = 0,863658$$

#### 2.1.4 Sobrevoos

A relação de peso para a fase de sobrevoos é calculado através de:

$$\frac{W_4}{W_3} = \exp \left[ \frac{-E \times TSPC}{(L/D)} \right] \quad (15)$$

Durante a fase de sobrevoos, a aeronave normalmente opera em  $L/D_{max}$  e, portanto, o valor apropriado deve ser usado na equação 15. Além disso, podemos considerar um tempo de permanência de trinta minutos. Portanto, temos  $E=0,5h$ :

$$\frac{W_4}{W_3} = \exp \left[ \frac{-0,5 \times 0,6}{18} \right] = 0,983471$$

#### 2.1.5 Aterragem

Seguindo as normas especificadas em [28], tomamos essa relação como:

$$\frac{W_5}{W_4} = 0,995$$

Então:

$$\frac{W_5}{W_g} = \frac{W_5}{W_0} = 0,807486$$

Permitindo uma reserva de combustível de 6%,obtemos a fracção de combustível ( $\zeta$ ) de:

$$\frac{W_f}{W_g} = \zeta = 1,06 \left( 1 - \frac{W_5}{W_0} \right) = 0,204065$$

#### 2.2 Fracção do Peso Vazio

Para determinar a relação de peso vazio, usando o método de Raymer, obtemos uma relação entre  $W_e/W_g$ , e  $W_g$  como se segue:

$$\frac{W_e}{W_g} = 1,02(2,202W_g)^{-0,005} \quad (16)$$

Onde  $W_g$  está em [kg]. Então:

$$W_g = \frac{W_{pay}}{1 - W_f/W_g - W_e/W_g} = \frac{17270}{1 - 0,2041 - 1,02(2,202W_g)^{-0,005}} \quad (16A)$$

Resolvemos a equação através de uma interacção:

$W_g$ (suposição)	$W_e/W_g$ (da equação 16)	$W_g$ (da equação 16)
60000	0,502738	58902,48
59175	0,503156	58986,54
59004,13	0,503244	59004,13

Tabela 1: Procedimento interactivo para obter  $W_g$

Assim, o peso bruto  $W_g$  é obtida quando  $W_g=59004,13$  kg. As relações de pesos críticos são:

$$W_e/W_g=0,503244$$

$$W_f/W_g= 0,204065$$

$$W_{pay}/W_g= 0,292691$$

### 3. Carga alar e tracção

A relação da tração peso ( $T/W$ ) e a carga alar ( $W/S$ ) são dois dos parâmetros mais importantes que afectam o desempenho de uma aeronave. A optimização destes constitui a maior parte das actividades do projecto realizadas após a estimativa do peso inicial. Por exemplo, se a carga alar utilizada para a disposição inicial for baixa, então a área seria grande e haveria espaço suficiente para o trem de aterragem e para os tanques de combustível, no entanto, resultaria numa asa mais pesada. A relação de peso da carga alar e tração estão interligados por vários itens críticos de desempenho, como a distância de descolagem, velocidade máxima, entre outros. Um requisito para uma descolagem curta pode ser satisfeito usando uma asa grande ( $W/S$  baixo) e com um  $T/W$  relativamente baixo. Por outro lado, a mesma distância de descolagem poderia ser alcançada através de um  $W/S$  alto e um  $T/W$  também ele maior.

Nesta secção iremos usar diferentes critérios e otimizar a carga alar e a tração específica. A carga alar afecta a velocidade de perda, a razão de subida, as distâncias de descolagem e de aterragem, o combustível mínimo exigido e, por sua vez, o desempenho. Da mesma forma, uma tração específica maior origina mais custos, o que é indesejável. No entanto, também leva a um melhor desempenho durante a subida. A optimização de  $W/S$  e  $T/W$  com base em várias considerações é realizada nas subsecções seguintes.

### 3.1 Consideração da distância de Aterragem

De forma a decidir a carga alar em função da distância de aterragem precisa-se escolher o comprimento da pista de aterragem. Com base na colecta de dados do Anexo 1 assume-se que este comprimento é de 1425m.

$$S_{Land} = 1425$$

Em seguida, escolhe-se o  $C_{Lmax}$  da aeronave. O coeficiente de sustentação máxima depende da geometria das asas, da forma do perfil aerodinâmico, da geometria dos *flap*, *bem como da* sua extensão, da geometria dos *slat*, número de Reynolds, textura da superfície e da interferência de outras partes da aeronave como a fuselagem, "*naceles*" ou cabides. No Capítulo 5 da referência [28], o autor faculta um gráfico para  $CL_{max}$  como uma função de  $\Lambda_{c/4}$  para diferentes tipos de dispositivos de sustentação. Para este projecto usa-se o *Fowler flap* e *slat* como os dispositivos de alta sustentação, o que nos dá um  $CL_{max}$  de 2,5 para um  $\Lambda_{c/4} = 25^\circ$ .

$$c_{Lmax} = 2.5$$

Para calcular  $W/S$  com base em considerações de aterragem, usa-se a fórmula:

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V_s^2 C_{Lmax} \quad (17)$$

O  $V_s$  ou velocidade de perda é estimada da seguinte forma, a velocidade de aproximação ( $V_a$ ) está relacionada com a distância de aterragem ( $S_{land}$ ):

$$V_a = \sqrt{\frac{S_{Land}}{0.3}} = 68.92 \text{ m/s}$$

Da velocidade de aproximação, a velocidade de perda pode ser calculado através de:

$$V_s = \frac{V_a}{1.3} = 53.02 \text{ m/s} \quad (18)$$

Usando agora este valor para  $V_s$  na equação 17:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{Land} = 4303.81 \text{ N/m}^2$$

Pois,  $W_{land} = 0,85 W_{t.o.}$ , o  $W/S$  na descolagem é,

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{t.o} = \frac{1}{0.85} \left(\frac{W}{S}\right)_{Land} = 5063.31 \text{ N/m}^2$$

Permitindo uma variação de 10% em  $V_s$  temos um intervalo de carga alar ( $W/S=p$ ) de,

$$4101.277 < p < 126,6 \text{ N/m}^2$$

### 3.2 Considerações acerca da Velocidade Máxima ( $V_{max}$ )

Geralmente o  $M_{max}$  é determinado da seguinte forma:

$$M_{max} = M_{cr} + 0.04 = 0.8 + 0.04 = 0.84$$

Desta forma, para a aeronave que está a ser projectada,  
 $M_{max} = 0,8 + 0,04 = 0,84$

A Polar de Arrasto é geralmente expressa como:

$$C_D = C_{D_0} + KC_L^2 \quad (19)$$

Onde,

$$K = \frac{1}{\pi A e} \quad (20)$$

$C_{D_0}$  para a aeronave é dada por:

$$C_{D_0} = C_{f_e} \times \frac{S_{wet}}{S} \quad (21)$$

$S_{wet}/S = 6,33$  a partir da Figura 3.5 da referência [28].

### 3.2.1 Estimativa de $K$

Estimamos o factor de eficiência de Oswald's ( $e$ ) através do Capítulo 2 da referência [29]:

$$\frac{1}{e} = \frac{1}{e_{wing}} + \frac{1}{e_{fuzs}} + 0,05 \quad (22)$$

$e_{wing} = 0,84$  para uma asa *enflechada* com  $A = 9,3$  e  $\lambda = 0,25$ . Assim temos:

$$e_{wing} = 0,84 \cos(\Lambda - 5) = 0,84 \cos(25 - 5) = 0,7893 \quad (23)$$

$$\frac{1}{e_{fuzs}} = 0,1$$

Então,

$$\frac{1}{e} = \frac{1}{0,7893} + 0,1 + 0,05 = 1,417$$

$$e = 0,706$$

Então,

$$K = \frac{1}{\pi \times 9,3 \times 0,706} = 0,485$$

Para obter  $C_{D_0}$  notamos na figura 3.6 de [26] que  $(L/D)_{max} = 18$ . Este valor já foi usado no ponto 2 anterior.

$$(L/D)_{max} = \frac{1}{2\sqrt{C_{D_0} K}} \quad (24)$$

Então,

$$C_{D_0} = \frac{1}{4K(L/D)_{max}^2} = \frac{1}{4 \times 0.485 \times 18^2} = 0.0159109$$

Além disso, pela equação 21 obtemos:

$$C_{fz} = \frac{0.0159109}{6.33} = 0.0025136$$

Desta forma, a Polar de Arrasto é:

$$C_{D_0} = 0.0159109 + 0.485C_L^2$$

Para obter o melhor  $W/S$  com base na velocidade máxima, a fórmula a seguir descrita escreve a Polar de Arrasto como uma função de  $p=(W/S)$ .

$$C_D = F_1 + F_2 p + F_3 p^2 \quad (25)$$

Onde,

$$F_1 = C_{fz} \left( 1 + \frac{S_{hi}}{S} + \frac{S_{vi}}{S} \right) \left( \frac{S_{wet}}{S} \right)_W = C_{fz} K_t \quad (26)$$

$$F_2 = \frac{(C_{D_0} - F_1)}{W/S} \quad (27)$$

$$F_3 = \frac{K}{q^2} \quad (28)$$

Para calcular valores de  $F_1, F_2$  e  $F_3$  para a aeronave aqui projectada, procedemos da seguinte forma. A partir das nossas estimativas preliminares,

$$\frac{S_{hi}}{S} = 0.31$$

$$\frac{S_{vi}}{S} = 0.21$$

Então,

$$K_t = 1 + \frac{S_{hi}}{S} + \frac{S_{vi}}{S} = 1.52$$

$$(C_{D_0})_W = C_{fz} \left( \frac{S_{wet(exposed)}}{S} \right)_W \quad (29)$$

Para calcular  $(S_{wet(exposed)}/S)_W$  precisa-se de obter as dimensões da asa exposta. Da estimativa preliminar no ponto 1 obteve-se que:

- $S = 106.98m^2$
- $\lambda = 0.24$
- $A = 9.3$
- $c_f = 5.47m$

- $c_r = 1,312m$
- $\Lambda_{c/a} = 25^\circ$

Assim, desta forma, para a asa trapezoidal equivalente, a distribuição da corda é dada por:

$$c(y) = c_r - \frac{c_r - c_t}{b/2} y$$

Tomando o diâmetro da fuselagem de 3,74m, a corda em  $y=d_f/2=1,87$  m, então:

$$c(y) = c_r - \frac{c_r - c_t}{b/2} y \quad c_{r(exposed)} = 4,98 \text{ m}$$

$$b_{exposedwing} = \frac{b}{2} - \frac{d_f}{2}$$

$$S_{wet} = 2S_{exposed} \left\{ 1 + 1,2(t/c)_{avg} \right\} \quad (30)$$

$$S_{exposedwing} = \frac{1}{2} (c_{r(exposed)} + c_t) \times b_{exposedwing} \times 2$$

Assumindo  $(t/c)_{avg}$  como 12,5%:

$$S_{wet(exposedwing)} = 87,45 \text{ m}^2$$

Então,

$$(C_{D_0})_W = 0,004726$$

$$F_1 = 0,007183$$

Sabe-se também que a Polar de Arrasto é

$$C_{D_0} = 0,0159109 + 0,485C_L^2$$

$$F_2 = 1,58682 \times 10^{-6} \text{ m}^2/N$$

A polar de arrasto descrita em cima não será válida num  $M$  maior do que o  $M_{cruise}$ . Assim, torna-se necessário estimar a polar de arrasto (valores de  $C_{D_0}$  e  $K$ ) em  $M_{max}$ . O arrasto de divergência do número de Mach ( $M_{DD}$ ) para a aeronave é fixada em  $M=0,82$  que é 0,02 maior que  $M_{cruise}$ . Isto assegura que não haverá arrasto de onda em  $M_{cruise}$  de 0,80. Para estimar o aumento da  $C_{D_0}$  de  $M=0,80$  para  $M=0,84$ , pode-se fazer uma suposição razoável de que a inclinação da  $C_{D_0}$   $V_s$  Curva  $M$  permanece constante na região entre  $M=0,82$  e  $M=0,84$ . O valor desta inclinação é de 0,1 em  $M=0,82$ . Assim, o aumento do  $C_{D_0}$  é estimado em  $0,02 \times 0,1 = 0,002$ . O valor de  $k$  não sofre uma mudança significativa, contudo, as melhores estimativas são usados em cálculos de desempenho apresentados mais tarde.

Consequentemente, a polar de arrasto, que é válida em  $M_{max}$  é estimado como:

$$C_{D_0} = 0,0179109 + 0,485C_L^2$$

A mudança no  $C_{DO}$  é em grande parte devida à mudança no arrasto de sustentação nula da asa, da cauda horizontal e da cauda vertical. Isto significa que a mudança em  $C_{DO}$  afecta o valor de  $F_1$  sozinho. Daí, o  $M_{max}$ :

$$F_1 = 0.009183$$

O valor de  $F_3$  depende da pressão dinâmica na velocidade máxima ( $V_{max}$ ):

$$V_{max} = M_{max} \times \sqrt{\text{velocidade do som para } h_{cruise}} = 247.86 \text{ m/s}$$

$$q_{max} = \frac{1}{2} \rho V_{max}^2 = 11178.34$$

$$F_3 = 3.811 \times 10^{-10}$$

Para obter o valor óptimo de  $W/S$ , que minimize a tracção necessária para  $V_{max}$ . A relação entre  $t$  (isto é,  $T/W$ ) e  $p$  é:

$$t_{V_{max}} = q_{max} \left( \frac{F_1}{p} + F_2 + F_3 p \right) \quad (31)$$

Na minimização de  $t_{V_{max}}$  obtém-se:

$$p_{optimum} = \sqrt{\frac{F_1}{F_2}} = 4864.40 \text{ N/m}^2$$

O valor  $t_{V_{max}}$  em  $p_{opt}$  é encontrado a partir da equação 31 como:

$$t_{V_{max}} = 0.05994476$$

Permitindo uma tração adicional de 5% e usando o novo  $t_{V_{max}}$  na equação 31, obtém-se dois valores de  $p$ . Assim, qualquer  $p$  entre  $p_1$  e  $p_2$  seria aceitável a partir de considerações de  $V_{max}$  com um desvio máximo de 5% óptimo.

$$3344.3 < p < 7075.5 \text{ N/m}^2$$

### 3.3 Considerações $(R/C)_{max}$

O valor de  $(R/C)_{max}$  ao nível do mar foi escolhido como 700m/min (11,67 m/s) o que é típico para aviões de passageiros. A tração necessária para subir a velocidade de voo escolhida ( $V$ ) está relacionada com  $(R/C)$  da seguinte maneira.

$$t_{R/C} = \frac{R/C}{V} + \frac{g}{p} C_D \quad (32)$$

Mas o  $C_D$  é,

$$C_D = F_1 + F_2 p + F_3 p^2 \quad (33)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho_0 \sigma V^2 \quad (34)$$

$$t_{R/C} = \frac{R/C}{V} + \frac{1}{2} \rho_0 \sigma \frac{V^2}{p} (F_1 + F_2 p + F_3 p^2) \quad (35)$$

A velocidade de voo para um desempenho óptimo de subida não é alta e os valores de  $F_1$  e  $F_2$  correspondem aos valores para  $M < M_{cruise}$ .  $F_3$  é uma função de pressão dinâmica. O objectivo é encontrar a tração estática mínima ao nível do mar ( $t_{sR/C}$ ) para vários valores de  $V$  e de seguida, escolher o valor mínimo entre os mínimos. Para um determinado  $V$ ,

$$P_{opt} = \sqrt{\frac{F_1}{F_3}}$$

Portanto, uma tabela está preparada para diferentes valores de velocidade (Tabela 2) e os  $t_{R/C}$  correspondentes são obtidos usando a equação 35 e os correspondentes valores de  $F_3$ . Este  $t_{R/C}$  é convertido em  $t_{sR/C}$ .

V(m/s)	Popt	tR/C	tsR/C
80	1508.695	0.189424	0.287
100	2375.336	0.163748	0.264
120	3395.564	0.148575	0.251
140	4620.378	0.139736	0.246
150	5304.006	0.136997	0.247
160	6034.78	0.135148	0.25
170	6812.701	0.134065	0.2544
180	7637.768	0.133653	0.2605
190	8509.983	0.133837	0.2677
200	9429.344	0.134556	0.2763

Tabela 2: Variação de  $t_{R/C}$  com  $p$  para  $(R/C)_{Max}$

Observamos que o valor de  $t_{sR/C}$  continua a ser baixo e quase constante para um intervalo de valores de  $V$  entre 120-170 m/s. Isto proporciona um intervalo de valores de  $p$  como dado abaixo:

$$3395.564 < p < 6812.701 \text{ N/m}^2$$

O desempenho da subida está perto do ideal.

### 3. 4 Com base no mínimo de combustível para o Alcance ( $W_{fmin}$ )

Em voo de cruzeiro, o peso do combustível utilizado ( $W_f$ ) está relacionada com o alcance ( $R$ ) e a carga alar ( $p$ ) da seguinte forma:

$$W_f = \frac{R}{36} \sqrt{\frac{F_2}{2}} TSFC \sqrt{\sigma q \left( \frac{F_1}{p} + F_2 + F_3 p \right)} \quad (36)$$



Os valores de  $F_1$ ,  $F_2$  e  $F_3$  correspondem à condição de cruzeiro como a seguir se apresenta:

$$F_1 = 0.007183$$

$$F_2 = 1.58682 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{N}$$

$$V_{\text{cruise}} = M_{\text{cruise}} \times 295.07 = 0.8 \times 295.07 = 236.06 \text{ m/s}$$

$$q_{\text{cruise}} = 0.5 \times \rho \times V^2 = 0.5 \times 0.364 \times 236.06^2 = 10139.08 \text{ N/m}^2$$

$$F_3 = 4.717 \times 10^{-10} \text{ m}^4/\text{N}^2$$

Usando a equação 36, minimizando  $W_f$  e obtendo  $p_{\text{optimum}}$  como:

$$p_{\text{optimum}} = \sqrt{\frac{F_1}{F_3}} = 3902.24 \text{ N/m}^2 \quad (37)$$

Usando este valor de  $p$  na equação 36, juntamente com  $R=4000 \text{ km}$  e  $\text{TSFC}=0.6\text{hr}^{-1}$ , temos como  $W_{f_{\min}}$ :

$$W_{f_{\min}} = 0.1509$$

Permitindo que um excesso de combustível de 5%, ou seja  $W_{f_{\min}}=0,1590$  e usando a equação 36. Assim, qualquer  $p$  dentro de  $P_1$  e  $P_2$  seria aceitável do ponto de vista de minimizar  $W_f$ .

$$2679 < p < 5683 \text{ N/m}^2$$

### 3.5 Baseado no Tecto Absoluto

No tecto absoluto o voo é possível apenas numa velocidade. Observando-se a tendência de  $H_{\max}$  como  $h_{\text{cruise}} + 0,6\text{km}$ , escolhemos o tecto máximo absoluto para  $H_{\max}=11,6\text{km}$ . Para se calcular  $t_{H_{\max}}$  resolvem-se as duas seguintes equações:

$$t_R = \sqrt{4R(F_1 + F_2 p)} \quad (38)$$

$$t_R = 2q_{R_{\max}} \left( \frac{F_1}{p} + F_2 \right) \quad (39)$$

Os valores de  $F_1$  e  $F_2$  correspondentes a este caso são:

$$F_1 = 0.007183$$

$$F_2 = 1.58682 \times 10^{-6}$$

Na ausência de uma velocidade prescrita em  $H_{\max}$ , a velocidade correspondente ao voo em  $(L/D)_{\max}$  é levado para calcular  $q_{\max}$ . O valor correspondente ao  $C_L$  em voo num  $(L/D)_{\max}$  é dada por:

$$C_L = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} = 0.573 \quad (40)$$

$$q_{R_{\max}} = \frac{C_{W/S}}{C_L} = 9602.07 \quad (41)$$

A solução para  $p_{opt}$  é obtida através da resolução das equações 38 e 39:

$$p_{opt} = 5500 \text{ N/m}^2$$

$t_{hmax}$  correspondendo para  $p_{optimum}$  é

$$t_{hmax} = 0.05556$$

Permitindo uma variação de 5% na tracção. obtemos

$$t_{hmax1} = 0.05278$$

$$t_{hmax2} = 0.05833$$

A solução para a equação 38, com os novos valores de  $t_{hmax}$  são

$$p_1 = 4522.37 \text{ N/m}^2$$

$$p_2 = 6527.76 \text{ N/m}^2$$

Da mesma forma, usando a equação 39 obtemos:

$$p_1 = 4951.62 \text{ N/m}^2$$

$$p_2 = 6184.97 \text{ N/m}^2$$

A partir destes quatro valores, os limites finais inferior e superior das considerações do tecto são:

$$4951.62 < p < 6184.97 \text{ N/m}^2$$

### 3.6 Resumo das Limitações

<b>Critério de performance</b>	<b>Intervalo permitido do W/S em N/m<sup>2</sup></b>
$S_{Land}$	4101.277-6126.6
$V_{max}$	3344.3-7075.5
$(R/C)_{max}$	3394.56-6812.7
$W_f$	2679-5683
$h_{max}$	4951.62-6184.97

Tabela 3: Escolha de (W/S) em função de vários critérios de performance

A partir da tabela 3 observa-se que a faixa de valores permitida de W/S é:

$$4951.62 < p < 5683 \text{ N/m}^2$$

### 3.7 Escolha de W/S

Ao observar-se a Tabela 3, para chegar à escolha final, considera-se a exigência da descolagem e a escolha de uma maior carga alar que permitiria uma descolagem dentro da distância permitida sem necessidade de um (T/W) excessivo. Segundo a referência [28], o

parâmetro de descolagem  $\{(W/S)/\sigma C_{L\alpha}(T/W)\}$  para uma pista com um tamanho de descolagem de 2150m é de 180 (com  $(W/S)$  em  $lb/ft^2$ ). Tomamos  $\sigma=1$  (descolagem ao nível do mar),  $C_{L\alpha}=0,8 \times C_{L\max}=0,8 \times 2,5=2$ .

Geralmente estes tipos de aeronaves têm  $(T/W)$  de 0,3. Substituindo estes valores obtemos,

$$p_{\text{final}} = 108 \text{ lb/ft}^2 = 5171,04 \text{ N/m}^2$$

Este valor está em sintonia com os valores de  $p$  que se encontram resumidos na Tabela 3.

### 3.8 Requisitos de tracção

Depois de seleccionar o  $W/S$  para a aeronave, obtém-se a tracção necessária para o vários requisitos do projecto . Estes requisitos ajudam a decidir a escolha do motor.

#### 3.8.1 Requisitos para $V_{\max}$

Usa-se o valor escolhido de  $p$  na seguinte equação:

$$t_{V_{\max}} = q_{\max} \left( \frac{F_1}{p} + F_2 + F_3 p \right) \quad (42)$$

E obtém-se a tracção mínima necessária para  $V_{\max}$  em altitude de cruzeiro como:

$$\left( \frac{T}{W} \right)_{M_{\max}} = 0,06 \quad (43)$$

Reportando-nos aos gráficos do motor previstos na referência [30], capítulo 9, para um motor *turbofan* com uma razão de *bypass* de 6,5, com impulso estático ao nível do mar:

$$\frac{T}{W} = \frac{0,06}{0,18} = 0,3335 \quad (44)$$

Neste caso, isso significaria uma exigência da tracção

$$T_{\text{req}} = 193,02 \text{ kN}$$

### 3.9 Requisito de tracção para a descolagem

A escolha de  $(T/W)$  é considerado como sendo 0,3, a escolha é motivada por aeronaves similares. Isto implica uma exigência de tracção:

$$T_{\text{req}} = 0,3 \times W_g = 173,65 \text{ kN}$$

### 3.10 Escolha do Motor

No ponto imediatamente anterior conhece-se qual é tracção máxima requisitada, que ocorre a partir de considerações de descolagem.

$$T_{\text{req}} = 193,02 \text{ kN}$$

Optando por um projecto de dois motores, isso significa uma tracção por motor de:

$$T_{max} = 96.51 \text{ kN/motor}$$

Ao observar-se os motores que produzem esta tracção e tem um consumo específico de combustível (TSFC) de  $0,6 \text{ hr}^{-1}$  e razão de *bypass* de cerca de 6,5 optou-se por um modelo *turbofan* CFM56-2B com uma tracção estática ao nível de 97,9 kn.

### 3.11 Características do Motor

Para uma análise do desempenho, a variação da pressão e um *TSFC* com velocidade e altitude diferentes são requeridos. Os gráficos apresentam um rácio de *bypass*=6,5 e um impulso estático ao nível do mar de 97,9kN, as curvas do motor são apresentados nos gráficos 1 e 2 no Anexo 2.

## 4. Projecto da Asa

### 4.1 Introdução

O peso e a carga alar da asa do avião foram obtidos nas secções 2 e 3 anteriores, 59004,13kg e  $5171,04 \text{ N/m}^2$ , respectivamente. Estes valores correspondem a uma área de asa de  $111,9 \text{ m}^2$ . O desenho das asas envolve a escolha dos seguintes parâmetros: selecção do perfil aerodinâmica, razão de aspecto, *enflechamento*, razão de afilamento, *torção*, diedro e localização vertical. Nas subsecções que se apresentam a seguir, os factores que afectam a escolha dos parâmetros são mencionados.

### 4.2 Selecção do perfil aerodinâmico

A forma do perfil aerodinâmico influencia o  $CL_{max}$ ,  $CD_{min}$ ,  $CL_{opt}$ ,  $C_{MAC}$  e o padrão de *Stall*. Estes por sua vez influenciam a velocidade de perda e o consumo de combustível durante o voo de cruzeiro modificando o desempenho e peso do avião. Para aviões com velocidades subsónicas altas, o arrasto correspondente a Mach divergente ( $M_{DD}$ ) é uma consideração importante. Recorde-se que ( $M_{DD}$ ) é o número de Mach em que o aumento do coeficiente de arrasto é 0,002 acima do valor para números de Mach com velocidades subsónicas baixas. Um perfil aerodinâmico supercrítico é projectado para aumentar o  $M_{DD}$ .

A NASA tem realizado testes em vários perfis aerodinâmicos supercríticos e recomenda o uso do perfil aerodinâmico da série NASA-SC (2), com relação de espessura apropriada e curvatura.

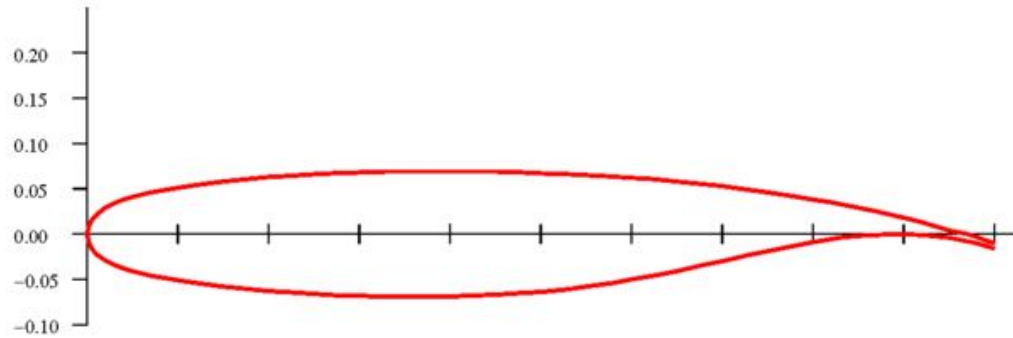


Figura 3: Perfil Aerodinâmico eleito [32]

#### 4.2.1 Coeficiente de Sustentação de Projeto

O perfil aerodinâmico terá um  $CL_{opt}$  em que o coeficiente de arrasto será mínimo. Para a concepção geral do perfil aerodinâmico é escolhido de tal forma que o  $CL_{cruise}$  do avião é igual ao  $CL_{opt}$  do perfil aerodinâmico

$$C_{L_{cruise}} = \frac{(W/S)}{q_{cruise}} \quad (45)$$

Usando o valor de  $(W/S)=5171,04 \text{ Nm}^{-2}$  e os  $q$  correspondentes a  $M=0,8$  a 11 km de altitude, obtém-se:

$$C_{L_{cruise}} = 0,51 \quad (46)$$

Para a escolha de uma relação da espessura e uma asa com *enflechamento*, tomamos  $CL_{opt}=0,5$ .

#### 4.2.2 Relação de espessura do perfil aerodinâmico e asa com *enflechamento*

Relação de espessura do perfil aerodinâmico ( $t/c$ ) tem uma influência directa sobre o arrasto, a sustentação máxima, características de *Stall*, peso estrutural e número de Mach crítico. Um ( $t/c$ ) maior implica um menor número de Mach crítico, mas também um menor peso da asa. Assim, precisamos de escolher um ( $t/c$ ) óptimo para o perfil aerodinâmico. Um  $CL_{opt}=0,5$  foi escolhido e o número de Mach de cruzeiro é de 0,8. De modo a garantir que o arrasto de divergência do número Mach é maior do que  $M_{cruise}$ , elege-se um  $M_{DD}=0,82$ . Isto é baseado na consideração de que não deve existir um aumento no arrasto em  $M_{cruise}$ ,  $\Delta CD_{wave}$  é 0,002 em  $M_{DD}$  e a inclinação da  $CD$  Vs  $M$  em torno de  $M_{DD}$  é de 0,1. A NASA [33] fornece resultados experimentais para vários perfis aerodinâmicos super críticos com diferentes ( $t/c$ ) e  $CL_{opt}$ . Curvas para  $CL_{opt}=0,4$ , a 0,7, a 1.0 estão disponíveis no relatório acima mencionado. Interpolando estes resultados obtém-se a curva de  $CL_{opt}=0,5$ . O  $M_{DD}$  para a asa que pode ser estimado da seguinte maneira:

$$M_{DD} = (M_{DD})_{opt} + \Delta M_A + \Delta M_{\gamma} \quad (47)$$

Onde  $\Delta M_A$  e  $\Delta M_\lambda$  são correcções para influências da relação de aspecto e *enflechamento*. A mudança no  $M_{DD}$  com  $A$  é quase zero para  $A > 8$ . Uma vez que se tem uma escolha de  $A=9.3$ , o segundo termo da equação acima não contribui para  $M_{DD}$ . A mudança no factor  $M_{DD}$  devido à *enflechamento* é dado por:

$$1 - \frac{\Lambda}{90} = \frac{1 - M_{DD\Lambda}}{1 - M_{DD=0}} \quad (48)$$

O perfil aerodinâmico supercrítico com  $(t/c)=14\%$  apresenta um  $M_{DD}=0,74$  em  $CL_{opt}$  de 0,5.

Usando isso na equação 48 obtemos  $\Lambda$  que daria um  $M_{DD\Lambda}$  de 0,82:

$$1 - \frac{\Lambda}{90} = \frac{1 - 0,82}{1 - 0,74} \Leftrightarrow \Lambda = 27,69^\circ$$

A espessura média a que se chegou é de 14%. No entanto, para reduzir o peso estrutural, a raiz  $(t/c)$  é aumentada e a ponta  $(t/c)$  será diminuída, considerando as características das aeronaves comparadas no Anexo 1, que apresentam um  $M_{cr}=0,8$  e valores similares de  $\Lambda c/4$ , optou-se por uma variação de  $(t/c)$  ao longo da envergadura que irá apresentar um  $(t/c)$  de 15,2% na raiz e um  $(t/c)$  de 10,3% na ponta.

A localização da ruptura da espessura é o local ao longo da envergadura até onde o bordo de fuga deixa de ser linear. A partir da base de dados escolheu-se que este local está em 34% da metade da extensão.

### 4.3 Outros Parâmetros

#### 4.3.1 Razão de aspecto

A relação de aspecto afecta o  $CD_i$ ,  $CL_a$  e o peso da asa. O valor da  $CL_a$  diminui à medida que  $A$  diminui. Por exemplo, no caso de uma asa elíptica:

$$C_{La} = \frac{A}{A+2} (C_{La})_{a/f} \quad (49)$$

O coeficiente de arrasto induzido pode ser expresso como:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A} (1 + \delta) \quad (50)$$

Onde  $\delta$  depende de  $A$ ,  $\lambda$ , e  $\Lambda$ . Um  $A$  alto vai originar um aumento na extensão da asa que por sua vez irá requer mais espaço no hangar. A uma maior taxa da razão de aspecto iria também resultar numa pobre qualidade de sustentação em climas de maior turbulência. Todos esses factores precisam de uma optimização cuidadosa. No entanto, no actual projecto escolheu-se um  $A=9,3$  com base nas tendências indicadas pelo Anexo 1. Desta forma, a envergadura da asa seria:

$$b = \sqrt{AS} = 32,26 \text{ m}$$

#### 4.3.2 Relação de afilamento

A razão de afilamento da asa é definida como a razão entre as cordas da ponta e da raiz da asa, respectivamente. A relação de afilamento afecta alguns aspectos como o arrasto induzido, o peso e a perda de ponta. O arrasto induzido é baixo para valores de afilamento entre 0,3 e 0,5. Em regra, quanto menor é este valor, menor será o peso. Uma asa com *enflechamento* também apresenta um peso estrutural maior do que uma asa *sem enflechamento*. Uma vez que o avião actual apresenta uma asa *com enflechamento*, uma relação de afilamento de 0,24 foi escolhida com base nas tendências actuais de aviões de asa *com enflechamento*.

#### 4.3.3 Cordas da Raíz e da Ponta

Os valores da corda na ponta e na raiz da asa podem agora ser calculados:

$$c_p = \frac{25}{b(1 + \lambda)} = 5,6 \text{ m}$$
$$c_r = c_p \lambda = 1,34 \text{ m}$$
$$\bar{c} = \frac{2(1 + \lambda + \lambda^2)}{3(1 + \lambda)} c_p = 3,9 \text{ m}$$

#### 4.3.4 Diedro

O diedro é o ângulo da asa em relação à horizontal, quando esta é vista frontalmente. O diedro da asa afecta a estabilidade lateral do avião. Uma vez que não existe uma técnica simples para se alcançar o ângulo diedro, que leva em conta todas as considerações em vigor, sendo necessário escolher um ângulo diedro com base nos dados recolhidos pelo Anexo 1. Dado isto, optou-se por um valor razoável para o diedro como

$$\Gamma = 5^\circ$$

#### 4.3.5 Torção da asa

Assume-se uma torção linear de  $3^\circ$ .

#### 4.4 Projecto Asa do tipo *Cranked*

Ao observar-se os desenhos actualmente dos aviões de altas velocidades subsónicas, vê-se que o bordo de fuga é "linear" para uma parte em envergadura, na região interior. Uma corda maior na região interior apresenta as seguintes vantagens: mais espaço para o combustível e aparelhos de desembarque; e, a distribuição de sustentação é alterada de modo a produzir mais sustentação na secção interior o que reduz o momento de flexão na raiz. Este tipo de projecto é denominado por asa tipo *Cranked* no bordo de fuga. O valor da envergadura em que bordo de fuga é linear tem de ser obtida por optimização. No entanto, no actual projecto, tendo por base as actuais tendências, a bordo de fuga é *do tipo sem enflechamento* até 35% da envergadura. A corda de raiz da asa *Cranked* é:

$$C_{cranked} = 7,44$$

Parte da envergadura da asa sem *enflechamento* no bordo de fuga =  $0,35 \times 32,26 = 11,29\text{m}$

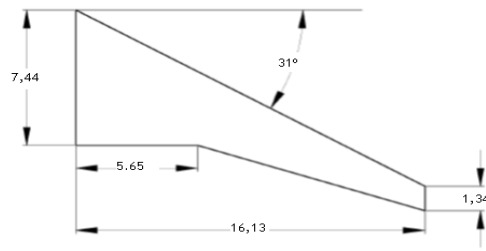


Figura4: Visualização do plano da asa do tipo *Cranked*

#### 4.5 Localização vertical da asa

A localização da asa vertical para o avião aqui projectado foi escolhida para ter uma configuração com o motor debaixo da asa, o que é típico de aviões similares.

#### 4.6 Áreas de *Flaps* e *Ailerons*

Estas áreas são escolhidas a partir do Anexo 1. Borda de fuga: *fowler flaps*. Borda principal: completa extensão de *slats*. Opta-se por:

$$\frac{S_{flap}}{S} = 0.17 \Leftrightarrow S_{flap} = 19,023 \text{ m}$$

$$\frac{S_{slat}}{S} = 0.1 \Leftrightarrow S_{slat} = 11,19 \text{ m}$$

$$\frac{S_{ail}}{S} = 0.03 \Leftrightarrow S_{ail} = 3,36 \text{ m}$$

### 5. Configuração da fuselagem e da cauda

#### 5.1 Introdução

O esquema da fuselagem é importante no processo de design uma vez que o comprimento do avião depende desse factor. O comprimento e o diâmetro da fuselagem estão relacionados com a disposição dos bancos. A fuselagem de um avião de passageiros pode ser dividido em quatro secções básicas, a saber, o "nariz", o cockpit, o compartimento de carga, e a fuselagem da cauda. Nesta secção, o projecto da fuselagem é feita para escolher os vários parâmetros.

#### 5.2 Estimativa Inicial da Fuselagem

Ao observar-se a  $l_f/b$  de aviões similares, obtemos a primeira estimativa de  $l_f$  para o presente caso. O valor de  $l_f/b$  escolhido é de 1,05. Usando  $b= 32,26\text{m}$  como obtido a partir do projecto de asa, o comprimento da fuselagem é 33,31 m. A referência [28], no capítulo 6 apresenta uma relação entre peso bruto e o comprimento da fuselagem da seguinte forma.

$$l_f = a w_0^c \quad (51)$$



Onde  $W_0$  é em kg e  $l_f$  em metros, para um avião de transporte a jacto,  $a=0,67$  e  $c=0,43$ . Usando  $W_0 = 59004,13$  kg e um  $l_f$  de 32,31m é obtido. Isto está em boa concordância com os valores obtidos no Anexo 1.

### 5.3 “Nariz” e Cockpit - Fuselagem frontal

A fuselagem frontal acomoda o radar prospectivo na secção de “nariz” da aeronave, a cabine de voo com o pára-brisas associado, e trem de pouso do “nariz”. A aeronave deve ser capaz de ser pilotado a partir de qualquer posição do banco do piloto, por isso o *para-brisas* e a frente geométrica será simétrico sobre a linha do centro longitudinal da aeronave. Displays modernos do cockpit e controladores de voo transformaram a configuração tradicional da cabine de voo da aeronave. O perfil da fuselagem frontal apresenta um desenho clássico com um compromisso entre uma forma suave de baixo arrasto e a necessidade de ter janelas planas inclinadas para dar uma boa visibilidade. A disposição da cabine de pilotagem e da geometria da janela específica do piloto é frequentemente o ponto de partida do esquema da fuselagem em geral. Para o actual projecto, cabines de voo de vários aviões similares são considerados e o valor seguinte de  $l_{nose}/l_f$  é escolhido.

$$\frac{l_{nose}}{l_f} = 0.03 \Rightarrow l_{nose} = 1 \text{ m}$$

Para o comprimento do cockpit ( $l_{cockpit}$ ), as normas são sugeridas em [28] (capítulo 9).  $l_{cockpit}$  para a tripulação de dois membros é escolhido como 2,5 m.

$$l_{cockpit} = 2.5 \text{ m}$$

### 5.4 Configuração da cabine de passageiros

Dois dos principais parâmetros geométricos que especificam a cabine de passageiros são o diâmetro da cabine, bem como o comprimento da cabine. Estes, por sua vez, são decididos por detalhes mais específicos como o número de bancos, a sua largura e arranjo, a distância entre eles, a largura do corredor, bem como o número de corredores.

#### 5.4.1 Secção Transversal da Cabine

A forma da secção transversal da fuselagem é prescrita pelos requisitos estruturais de pressurização. Uma casca circular reage às cargas de pressão interna pela tensão de anel, isso faz com que a secção circular seja eficiente e, portanto, apresente um menor peso estrutural. No entanto, uma secção totalmente circular pode resultar num grande volume inutilizável acima ou abaixo do espaço da cabine. Este problema é superado pelo uso de várias secções circulares interligadas para formar o esquema da secção transversal. Elegeu-se uma secção circular de forma transversal para a fuselagem. O tamanho total deve ser mantido pequeno para reduzir o peso da aeronave e o arrasto, mas a forma resultante deve fornecer uma cabine interior confortável e flexível que será apelativa aos clientes das companhias aéreas. A principal decisão a ser tomada é o número de bancos lado a lado e o

arranjo do corredor. O número de cadeiras no total vai fixar o número de linhas na cabine e, assim, o comprimento da fuselagem. O desenho da secção transversal da cabine é ainda mais complicada pelo facto de se querer proporcionar diferentes classes, como primeira classe, classe executiva, classe económica, entre outras.

#### 5.4.2 Comprimento da Cabine

Seguindo as tendências apresentadas pelas aeronaves actuais, optou-se apenas por ter duas classes, a económica e executiva. O número total de lugares é distribuído com 138 bancos na classe económica e 12 lugares na classe executiva. Os parâmetros da cabine são escolhidos com base em padrões para aviões similares. Os vários parâmetros escolhidos são mostrados na Tabela 4:

<b>Parâmetros</b>	<b>Classe Económica</b>	<b>Classe Executiva</b>
<b>Distância entre bancos (em polegadas)</b>	32	38
<b>Largura do banco (em polegadas)</b>	20	22
<b>Largura do corredor (em polegadas)</b>	22	24
<b>Bancos lado a lado</b>	6	4
<b>Número de Corredores</b>	1	1
<b>Max. Altura (metros)</b>	2.2	2.2

Tabela 4: Parâmetros da cabine para as diferentes classes

Uma vez que a disposição dos bancos na classe executiva é lado a lado, o número de linhas necessárias serão 3 e a classe económica terá 23 linhas. A maneira de calcular o comprimento da cabine é usando o distância entre bancos para cada uma das classes.

<b>Classe</b>	<b>N.º bancos</b>	<b>N.º de filas</b>	<b>Espaço entre filas (em polegadas)</b>	<b>Comprimento da cabine (metros)</b>
<b>Económica</b>	138	23	32	18,7
<b>Executiva</b>	12	3	38	2,9

Tabela 5: Principais diferenças entre a classe económica e a classe executiva

Assim, o comprimento da cabine total será  $18,7+2,9=21,6\text{m}$ .

#### 5.4.3 Diâmetro da Cabine

Usando o número de bancos, a largura lado a lado dos bancos e a largura do corredor, calcula-se assim o diâmetro interno da cabine.

$$d_{f(\text{interna})} = 22 \times 1 + 20 \times 6 = 142 \text{ in} = 3,6 \text{ m}$$

De acordo com as normas prescritas em [28], capítulo 9, a espessura da estrutura é dada por:

$$t = 0,02 d_f + 1'' = 3,84 \text{ in} = 0,098 \text{ m}$$

Portanto, o diâmetro externo da fuselagem é obtida como:

$$3,6 + 0,098 \times 2 = 3,8 \text{ m}$$

### 5.5 Fuselagem traseira

O perfil da fuselagem traseira é escolhido de forma a proporcionar uma superfície lisa, com um formato de baixo arrasto e que suporte as superfícies da cauda. A parte inferior do perfil deve dispor de um espaço adequado para permitir a rotação da aeronave durante a descolagem. A fuselagem traseira também deve abrigar a unidade de energia auxiliar (APU). Com base em dados das aeronaves similares optou-se por escolher a relação do  $I_{tail}/I_f$  como 0,25.

### 5.6 Comprimento Total da Fuselagem

O comprimento das várias partes da fuselagem estão indicados na Tabela 6:

Comprimento do "nariz" = 1 m
Comprimento do Cockpit= 2,5 m
Comprimento da cabine= 21,6 m
Comprimento da traseira= 8,33 m
Total = 33,42 m

Tabela 6: Comprimentos das várias partes da fuselagem

### 5.7 Superfícies da Cauda

O tipo e as área das superfícies de cauda são importantes para determinar a estabilidade da aeronave. A opção escolhida foi então um arranjo de cauda convencional.

Alguns dos parâmetros importantes que decidem as características aerodinâmicas da cauda são: a razão da área ( $S_t/S$ ), a relação do volume da cauda ( $V_H$  e  $V_V$ ), a extensão da cauda, entre outras. Todos estes parâmetros devem ser decididos tanto para a cauda horizontal como para a vertical. A partir dos dados constantes no Anexo 1, escolheu-se os seguintes valores para os parâmetros da cauda:

Parâmetros	Cauda horizontal	Cauda vertical
Razão das áreas ( $S_t/S$ )	0.31	0.21
Razão de aspecto	5	1.7
Razão de afilamento	0.26	0.31

Tabela 7: Parâmetro da empenagem

- Área

Áreas das empenagens horizontal e vertical ( $S_h$  e  $S_v$ ) são calculados como

$$S_h = 0.31 \times 111.9 = 34.69 \text{ m}^2$$

$$S_v = 0.21 \times 111.9 = 23.5 \text{ m}^2$$

- Energadura

A envergadura da empenagem horizontal e vertical ( $b_h$  e  $b_v$ ) são dados como:

Sendo:  $AR_h = 5$  e  $AR_v = 1.7$ , temos:

$$b_h = \sqrt{AR_h S_h} = 13.17 \text{ m} \quad (52)$$

$$b_v = \sqrt{AR_v S_v} = 6.32 \text{ m} \quad (53)$$

- Corda da Raiz e da Ponta

Os comprimentos da corda da cauda horizontal e vertical são obtidas como:

$$c_{rh} = \frac{2S_h}{b_h(1 + \lambda_h)} = 4.18 \text{ m}$$

$$c_{rv} = \frac{2S_v}{b_v(1 + \lambda_v)} = 5.68 \text{ m}$$

$$c_{rh} = \lambda c_{rh} = 1.09 \text{ m}$$

$$c_{rv} = \lambda c_{rv} = 1.76 \text{ m}$$

- Braço da Cauda

O braço da cauda é a distância entre o centro aerodinâmico da asa e a cauda (horizontal ou vertical) do centro aerodinâmico. O valor do braço da cauda é escolhido com base no Anexo 1. Escolhendo  $l_h$  como 45% do  $l_f$  e  $l_v$  como 42% de rendimento  $l_f$ ,

$$l_h = 15.04 \text{ m}$$

$$l_v = 14.03 \text{ m}$$

$$V_h = \frac{S_h l_h}{S_b} = 1.5 \quad (55)$$

$$V_v = \frac{S_v l_v}{S_b} = 0.091 \quad (56)$$

## 5.8 Localização do motor

O tipo de montagem do motor bem como a sua localização desempenham um papel importante na decisão sobre o coeficiente de arrasto total da aeronave. Um motor montado na asa na forma convencional é a escolhida uma vez que facilita a manutenção periódica numa indústria onde um tempo de inactividade não programado pode significar grandes perdas financeiras. Os motores estão ligados à parte inferior da asa usando pylons para reduzir o arrasto. A outra razão para a escolha de um motor montado na asa deve-se ao combustível que é armazenado nas asas em si, reduzindo assim a distancia do

combustível com o motor. Partindo do Anexo 1, a localização do motor é fixa em 34% a partir da meia extensão.

### 5.9 Disposição do Trem de Aterragem

Uma das partes principais do avião é o trem de aterragem. Exige-se que este seja leve, pequeno, que forneça uma boa dinâmica durante a rolagem e absorção de energia ao tocar no chão e, deverá ser retráctil para reduzir o arrasto durante o voo.

Um trem de aterragem convencional triciclo é eleito, conforme dito anteriormente. Os parâmetros importantes deste tipo de trem de aterragem são a faixa de roda, eixos e raios de manobra. Os valores dos parâmetros (ver tabela 8) foram baseadas no Anexo 1.

<b>Parâmetros (m)</b>	<b>Valor</b>
<b>Distância entre eixos</b>	13.2
<b>Comprimento da pista</b>	5.8
<b>Raio de volta</b>	19.3

Tabela 8: Parâmetros do trem de aterragem

## 6. Estimativa dos pesos dos componentes

O peso da aeronave é um factor comum que une as diferentes actividades que compõem o desenho (aerodinâmica, estruturas, propulsão, navegabilidade, ambientais, aspectos económicos e operacionais). Para este fim, em cada fase do projecto, uma verificação é feita sobre a massa total esperada quando a aeronave estiver concluída. Na fase de projecto preliminar, a estimativa é feita a partir de dados estatísticos históricos de todos os componentes similares de aeronaves. Só com o fabrico do protótipo da aeronave se chega a conclusão se é possível verificar a precisão das estimativas, pesando cada um dos componentes e, quando necessário fomentar programas de redução de peso.

### 6.1 Confirmação do peso de Aeronaves

O peso do avião inteiro pode ser subdividido em peso vazio e carga útil. O peso vazio pode ser subdividido em grupo de estruturas, grupo de propulsão e grupo de aparelhos. Os componentes são agrupados em subsecções, que são descritas a seguir.

No Grupo de Estruturas engloba-se, asas, inclusive superfícies de controlo; cauda horizontal e vertical, incluindo controlos; corpo ou fuselagem da aeronave; *nacelles*; e, trem de aterragem (unidades principais e de nariz).

No grupo de Propulsão incluem-se, os motores; caixa de acessórios e discos; sistema de admissão e de exaustão; sistema de óleo e refrigerador; sistema de combustível; controlos do motor; e, reversores de impulso.

Por último, no grupo dos equipamentos fixos, ou aparelhos, onde consta a unidade auxiliar de potência; sistemas de controlo de voo, instrumentos e equipamentos de navegação, sistemas hidráulicos, sistemas eléctricos, sistemas aviónicos, decoração, ar condicionado e anti-gelo, sistema de oxigénio, e, diversos, entre eles, protecção contra incêndio e sistemas de segurança.

## 6.2 Pesos de vários componentes

Depois de fazer a classificação entre os vários grupos e listar os componentes em cada grupo, de seguida procede-se a determinação dos pesos desses componentes. Nas fases de projecto preliminar não é possível saber o tamanho dos componentes individuais das aeronaves com grande detalhe, mas é possível usar métodos de previsão que progressivamente se tornam mais precisos quanto a geometria da aeronave é desenvolvido. Partindo de uma selecção bibliográfica constatou-se que esta contém um conjunto de equações derivadas empiricamente com base nas aeronaves já existentes. Para o projecto actual ao estimar-se os pesos obtém-se a seguinte tabela:

<b>Componente</b>	<b>Peso (kg)</b>
<b>Asa</b>	5838,5
<b>Fuselagem</b>	6587,6
<b>Cauda horizontal</b>	1157,58
<b>Cauda Vertical</b>	744,06
<b>Grupo Motor</b>	5642,85
<b>Trem de aterragem do "Nariz"</b>	362,13
<b>Trem de aterragem principal</b>	1961,06
<b>Total do equipamento fixo</b>	7399,66
<b>Combustível</b>	12040,69
<b>Carga Útil</b>	17270
<b>Peso Bruto</b>	59004,13

Tabela 9: Pesos estimados dos componentes da aeronave

## 7. Estimativas de desempenho

Os detalhes da condição de voo para a estimativa da polar de arrasto são os seguintes:

Altitude: 10,972m = 36,000pés

Número de Mach : 0,8

Viscosidade cinemática:  $3,92481 \times 10^{-5} \text{m}^2/\text{s}$

Densidade:  $0,3518 \text{kg}/\text{m}^3$

Velocidade do som: 295,19m/s

Velocidade do voo: 236,152m/s

Peso do Avião: 59010kg

### 7.1 Estimativa da polar de arrasto

Como já se viu, a polar de arrasto é assumida como sendo da forma:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi A e}$$

O coeficiente  $C_{D_0}$  pode ser obtido através de:

$$C_{D_0} = (C_{D_0})_{WB} + (C_{D_0})_V + (C_{D_0})_H + (C_{D_0})_{Misc} \quad (57)$$

Onde basta calcular  $WB$ ,  $V$ ,  $H$ ,  $Misc$  para obter a combinação asa-corpo ( $WB$ ), cauda vertical ( $V$ ), cauda horizontal ( $H$ ), e diversas contribuições ( $Misc$ ), respectivamente.

#### 7.1.1 Estimativa do $(C_{D_0})_{WB}$

Inicialmente, a polar de arrasto é obtida para um número de Mach de 0,6, conforme Roskan [29].  $(C_{D_0})_{WB}$  é dada como:

$$(C_{D_0})_{WB} = (C_{D_0})_W + (C_{D_0})_B \frac{S_B}{S_{ref}}$$

O sufixo  $B$  indica a fuselagem e  $S_B$  é a área máxima frontal da fuselagem.  $(C_{D_0})_W$  é dada como:

$$(C_{D_0})_W = c_{fw} \left[ 1 + L \left( \frac{l}{c} \right) \right] \left( \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \right)_{wing}$$

Aqui, o número de Reynolds utilizado para determinar a turbulência da placa lisa do coeficiente de atrito da pele baseia-se na aerodinâmica da corda média,  $\bar{c}_e$ , da asa exposta.  $(S_{wet})_e$  é a área molhada da asa exposta.

Agora  $c_r=5.6m$ ,  $c_t= 1,34m$ ,  $b/2= 16,13m$  e  $d_{fus}= 3,8m$ . Assim:

$$c_{r_e} = c_r - \frac{c_t - c_r}{b/2} = 5.33 \text{ m}$$

$$\lambda_e = \frac{c_t}{c_{r_e}} = 0.252 \text{ m}$$

$$\bar{c}_e = \frac{2}{3} \left[ c_{r_e} \left( \frac{1 + \lambda_e + \lambda_e^2}{1 + \lambda_e} \right) \right] = 3.7 \text{ m}$$

$$(b/2)_e = \frac{b}{2} - \frac{\bar{c}_e}{2} = 14.263 \text{ m}$$

$$Re = \frac{V \times \bar{c}_e}{\mu}$$

$k = 1.02 \times 10^{-5} m$  corresponde ao padrão da pintura de camuflagem, aplicação média ([28]).

Assim:

$$\frac{l}{k} = \frac{\bar{c}_e}{k} = 3.66 \times 10^5$$

O  $Re_{cutoff}$  correspondente ao  $l/k$  acima é de  $30 \times 10^6$ . O  $C_{fv}$  é, então, medido a partir do gráfico da figura 3.1 em [27] como:

$$C_{fv} = 0.00255$$

$$(t/c)_{avg} = 14\% \text{ e } (t/c)_{max} \text{ com } x/c > 0.3 \Rightarrow L = 1.2$$

$$S_{exposedplanform} = \left(\frac{b}{2}\right) \left(\frac{c_{ye} - c_i}{2}\right) \times 2 = 95.2 \text{ m}^2$$

$$S_{wet} = 2 \times S_{exposedplanform} (1 + L \times (t/c)_{avg}) = 222.35 \text{ m}^2$$

$$(C_{Df})_w = C_{fv} (1 + L \times (t/c)_{avg}) \frac{S_{wet}}{S} = 0.00592$$

$(C_{Do})_B$  é dado como:

$$(C_{Do})_B = (C_{Df})_B + (C_{Dp})_B + C_{Db}$$

$$(C_{Dp})_B = C_{fB} \left[ 1 + \frac{60}{(l_b/d)^3} + 0.0025 \left(\frac{l_b}{d}\right) \right] \left(\frac{S_{wet}}{S_B}\right)_{fus} + C_{Db} \frac{S_{base}}{S_{ref}}$$

Como  $l_f = 33,42$  e  $d_{max} = 3,8$

$$Re_b = \frac{V \times l_f}{\mu} = 1.51 \times 10^8$$

Então:

$$\frac{l}{k} = 3,28 \times 10^6$$

O  $Re_{cutoff}$  correspondente ao  $l/k$  acima é de  $2,6 \times 10^8$ . O  $C_{fv}$  é, então, medido a partir do gráfico da figura 3.1 em [29] como:

$$C_{fv} = 0.0019$$

$$(S_{wet})_{fus} = 0.75 \times \pi \times d_{max} \times l_f = 299.34 \text{ m}^2$$

$$S_B = \frac{\pi}{4} \times d_{max}^2 = 11.35 \text{ m}^2$$

Então:

$$(C_{Df})_B = C_{fv} \times ((S_{wet})_{fus}/S_B) = 0.0501$$

$$(C_{Dp})_B = 0.0055$$

$C_{Db}$  é assumido como zero, já que área da base é aproximadamente zero. Assim:

$$(C_{Do})_B = 0.0503 + 0.0055 + 0 = 0.0556$$



$(\Delta C_D)_{canopy}$  é tida como 0,002. Assim o novo  $(C_{D_0})_B = 0.0576$

Finalmente, temos:

$$(C_{D_0})_{WB} = 0.0118$$

#### 7.1.2 Estimativa do $(C_{DO})_V$ e $(C_{DO})_H$

A estimativa de  $(C_{DO})_V$  e  $(C_{DO})_H$  pode ser feito de forma semelhante à estimativa da asa. Contudo, os detalhes respeitantes à área da cauda exposta, entre outros, são necessários. Na ausência de dados pormenorizados acerca da forma da fuselagem na parte traseira, etc., uma abordagem simplificada dada em [27] é adoptada, no qual  $C_{DF} = 0,0025$  para ambas as caudas.

$$S_W = 2(S_h + S_v)$$

Então:

$$(C_{D_0})_{DV} = C_{DF} \times (S_h + S_v) \times \frac{1}{S} = 0.0013 \quad (58)$$

#### 7.1.3 Estimativa de vários arrastos - Nacelle

Para o cálculo do arrasto devido à *nacelle* usamos métodos de atalho para os quais temos:

$$(C_{D_0})_{nacelle} = 0.006 \times \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$$

Onde,  $S_{wet}$  é a área molhada de *nacelle*. Aqui  $S_{wet} = 16.79m^2$ . Uma vez que temos duas *nacelles* o arrasto total será o dobro deste valor. Finalmente temos:

$$(C_{D_0})_{nacelle} = 0.006 \times \frac{16.79}{111.91} \times 2 = 0.0018$$

#### 7.1.4 $C_{DO}$ do avião

Considerando 2% para o arrasto de interferência [27], obtemos o  $C_{DO}$  da aeronave como:

$$C_{D_0} = 1.02 [0.0118 + 0.0013 + 0.0018] = 0.015163 \quad (59)$$

#### 7.1.5 Arrasto induzido

O componente de arrasto induzido tem o factor de eficiência de Oswald ( $e$ ) que é estimado pela adição do efeito que todos os componentes da aeronave tem no arrasto induzido

A estimativa aproximada de "e" pode ser obtido a partir de:

$$\frac{1}{e} = \frac{1}{e_{wing}} + \frac{1}{e_{fuselage}} + \frac{1}{e_{other}}$$

Temos:

$$e_{wing} = (e_w)_{\lambda=0} \cos(\Lambda - 5)$$

Onde  $\Lambda$  é a asa *enflechada*.  $(e_{wing})_{\lambda=0} = 0,97$  para  $AR = 9.3$ ,  $\lambda = 0,24$  a partir de [31].

Assim  $e_{wing} = 0.97 \times \cos(27.69 - 5) = 0.8949$ . Também  $\frac{1/e_{fus}}{(S_f/S)} = 0.8$  para uma fuselagem redonda. Assim:

$$\frac{1/e_{fus}}{(S_f/S)} = 0.8 \Leftrightarrow \frac{1}{e_{fus}} = 0.8 \times \left(\frac{S_f}{S}\right) = 0.0724$$

$$\frac{1}{e_{other}} = 0.05$$

Finalmente tem-se:

$$e = 0.8066$$

Então:

$$K = \frac{1}{\pi A e} = 0.42434$$

### 7.1.6 Polar de Arrasto Final

A Polar de Arrasto é dada através da equação:

$$C_D = 0,015163 + 0,42434 \times C_L^2 \quad (60)$$

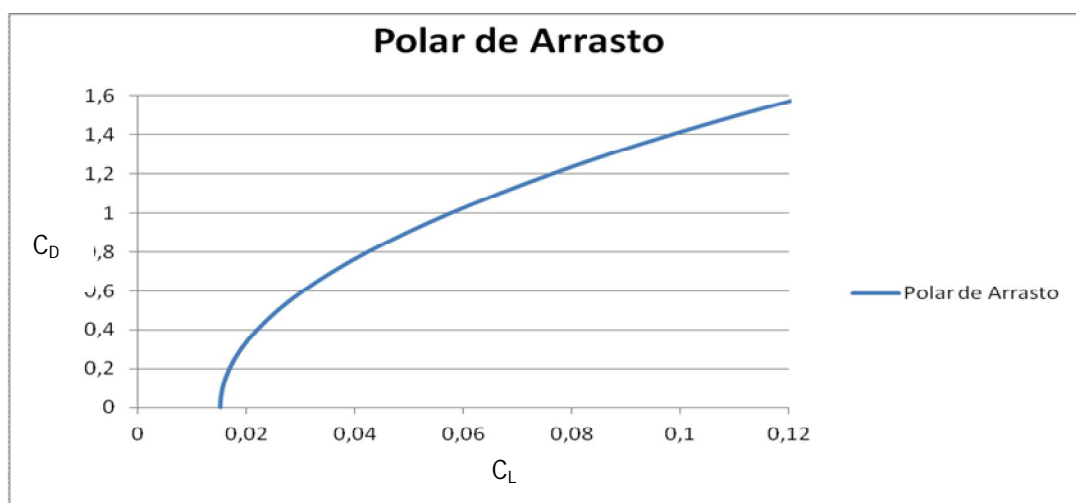


Figura 5: Polar de Arrasto para a aeronave de referência

No entanto, o número de Mach em cruzeiro ( $M_{cruise}$ ) para este avião é de 0,8. Assim  $C_{D0}$  e  $k$  deverão tornar-se funções do número de Mach acima de  $M_{cruise}$ . No presente caso as variações de  $C_{D0}$  e  $k$  acima  $M_{cruise}$  e até  $M= 0,9$ , com base nos dados constantes no Anexo 1, são tidas como:

$$C_{D_0} = 0,015203 - 0,001 \times (M - 0,8) + 0,11 \times (M - 0,8)^2 \quad (61)$$

$$K = 0,04243 + (M - 0,8)^2 + 20,0 \times (M - 0,8)^3 \quad (62)$$

### 3.1.2 Determinação do Alcance Máximo

O alcance de uma aeronave numa altitude cruzeiro e com velocidade constante é dado através da Equação de Breguet:

$$\text{Alcance da Aeronave} = \frac{\text{Velocidade}}{\text{TSFC}} \times \frac{L}{D} \ln \left[ 1 + \frac{W_{\text{fuel}}}{W_{\text{p-ey}} + W_0} \right] \quad (63)$$

Neste caso, a altitude cruzeiro é considerada como 10972,8m. TSFC é considerado como um valor constante de  $0,6\text{hr}^{-1}$ . A tabela 10 apresenta os valores de alcance atingidos para diferentes velocidades.

N.º Mach	Velocidade (m/s)	L/D	Alcance em Cruzeiro (km)	Alcance Total (km)
0,5	147,595	14,96344	3024,42	2016,28
0,55	162,3545	16,74915	3723,884	2482,589
0,6	177,114	18,14717	4401,501	2934,334
0,65	191,8735	19,10086	5018,879	3345,92
0,7	206,633	19,60552	5547,751	3698,501
0,75	221,3925	19,70029	5972,751	3981,834
0,8	236,1519	19,4525	6290,802	4193,868
0,81	239,1038	19,34571	6334,47	4222,98
0,82	242,0557	19,00614	6300,115	4200,076
0,83	245,0076	18,7236	6282,148	4188,099
0,84	247,9595	18,3418	6228,148	4152,125
0,85	250,9114	17,8605	6136,957	4091,305
0,86	253,8633	17,8605	6009,253	4006,169
0,87	256,8152	16,62773	5847,803	3898,535
0,88	259,7671	15,90217	5656,915	3771,276
0,89	262,719	15,12612	5441,996	3627,997
0,9	265,6709	14,31769	5209,019	3472,68

Tabela 10: Alcance da aeronave projectada para velocidades diversas

Ao observar a tabela 10 constata-se que o alcance máximo verificado é de 6334,47km, sendo obtida a uma velocidade de 239,1m/s, que corresponde a um número de Mach de 0,81, que é ligeiramente superior ao número de Mach a partir do qual aumenta os factores  $C_{D0}$  e  $K$ . Isto poderá ser explicado com base em: o alcance aumenta à medida que a velocidade também ela aumenta, mas após exceder o valor de  $M_{\text{cruise}}$ , vai ocorrer um aumento em  $C_{D0}$  e  $K$ , e um acréscimo do arrasto de onde, reduzindo desta forma o  $(L/D)_{\text{Max}}$ . O alcance calculado é um

alcance bruto em voo contínuo, logo, o alcance seguro será cerca de  $\frac{2}{3}$  desse alcance bruto.

No presente caso, o alcance seguro assumirá o valor de 4222,98 km.

Após cálculo do alcance da aeronave procedeu-se à alteração dos principais parâmetros que influenciam o consumo de combustível. Entre eles destacam-se o *TSFC*, aspectos aerodinâmicos ( $L/D$ ), bem como o Peso Vazio da Aeronave, ( $W_0$ ). No ponto seguinte irão proceder-se a essas alterações e apresentar as principais mudanças na aeronave e a percentagem de redução do combustível alcançada.

### 3.2 Apresentação de Exemplos em Estudo

Este ponto pretende avaliar o impacto das soluções que poderão vir a ter um uso válido a médio prazo.

Os factores contributivos para a eficiência de combustível em aeronaves são melhor compreendidos através da "Equação de Alcance de Breguet", que quantifica a distância alcançada ("range") de uma aeronave em condições de cruzeiro, a uma dada velocidade, para uma dada quantidade de combustível ( $W_{fuel}$ ) e com um peso da carga útil ( $W_{pay}$ ). Pode-se diminuir o valor do combustível com um valor fixo do alcance e da carga útil reduzindo o *TSFC*, pode-se também diminuir o combustível melhorando a relação  $L/D$ , que é bastante dependente do desenho aerodinâmico da aeronave. Por isso a partir de uma perspectiva tecnológica, melhorando a eficiência de combustível da aeronave é em grande parte realizado por meio de melhorias no projecto do motor, design aerodinâmico e projecto estrutural de uma aeronave. Assim sendo poderá ocorrer uma redução no combustível através: (i) aumento do ( $L/D$ ); (ii) redução do factor *TSFC*; e, (iii) uma diminuição do peso vazio da aeronave. *Verificamos* agora qual o impacto individual de cada um dos parâmetros. Após analisar os parâmetros individualmente, far-se-á uma análise alterando estes parâmetros na equação, com o objectivo de atingir o alcance máximo que, anteriormente, ficou definido para a aeronave de referência, i.e. 4222,98km.

#### (i) Aumento do ( $L/D$ ) através do aumento da razão de aspecto.

Esta alteração na razão de aspecto vai originar uma diminuição do Coeficiente de Arrasto ( $C_D$ ) e, conseqüentemente, um aumento do ( $L/D$ ).

Assim:

$$\downarrow C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A} \Rightarrow \left(\frac{L}{D}\right) \uparrow$$

Vejamos agora duas opções de alteração do arrasto, com um  $A= 12$  e  $A= 15$ :

Parâmetros de Asa e Fuselagem	Valores da Aeronave de Referência	Valores Obtidos da Aeronave (A=12)	Valores Obtidos da Aeronave (A=15)
<b>S (m<sup>2</sup>)</b>	111,9	111,9	111,9
<b>b (m)</b>	32,26	36,64	41
<b>c<sub>r</sub> (m)</b>	5,6	4,925	4,41
<b>c<sub>t</sub> (m)</b>	1,34	1,18	1,06
<b>c<sub>mac</sub> (m)</b>	3,9	3,436	3,07
<b>l<sub>f</sub> (m)</b>	33,42	34,64	35,86
<b>d<sub>f</sub> (m)</b>	3,8	3,8	3,8

Tabela 11: Comparação dos Parâmetros da Asa e de Fuselagem com A=12 e A=15

Analisando ambas as opções conclui-se que, um aumento da razão de aspecto irá ter consequências na estrutura da aeronave. A tabela acima mostra os valores obtidos em comparação com a aeronave de referência. Optou-se por deixar os valores do peso e carga alar iguais ao da aeronave de referência, por exemplo 50904,13kg e 5171,04N/m<sup>2</sup>, respectivamente, para ambas as opções, apesar do aumento da razão de aspecto da asa, isto só poderá ser possível com a sinergia de outras tecnologias (métodos de fabricação, novos materiais mais leves) que permitam recuperar o peso que iria ser incrementado na aeronave com a subida da razão de aspecto. Analisando os parâmetros da asa observa-se que a área da asa se mantém igual, contudo a sua envergadura altera-se, aumentando cerca de 4,4m e 8m, na opção de A=12 e A=15, respectivamente, o que implica termos uma asa mais longa, e mais delgada como nos mostra os valores da corda, o que origina um menor arrasto. Por sua vez, nos parâmetros da fuselagem verifica-se um aumento do seu comprimento em ambas as opções, isto deve-se principalmente ao aumento do comprimento da fuselagem das empenagens como se pode ver no anexo 4.

A equação para o valor da Polar de Arrasto, irá ser para cada um dos casos:

$$(1) A= 12 \quad C_D = 0,015534 + 0,032887 C_L^2$$

O que implica um aumento do  $(L/D)_{Max}$  para um valor de 22,122, enquanto que o valor de referência é 19,712, o que corresponde a uma percentagem de 12,2%.

$$(2) A=15 \quad C_D = 0,015847 + 0,026309 C_L^2$$

Isto origina um aumento do  $(L/D)_{Max}$  para 24,487, o que corresponde a uma percentagem de 24%, em relação ao valor de referência.

Em suma destas opções verifica-se:

	Redução de combustível (%)
A=12	8,54
A=15	14,1

Tabela 12: Redução do consumo de combustível

Ao observar-se a tabela anterior constatamos que com um A=12 e A=15 conseguimos atingir uma redução no consumo de combustível total da aeronave de cerca 8,50 e 14 pontos percentuais, respectivamente.

(ii) Redução do TSFC

Efectuaram-se cálculos deste parâmetro de forma a reduzi-lo em 10, 15 e 20 por cento, o que irá originar um TSFC de 0,54, 0,51 e 0,48, respectivamente. Na tabela seguinte demonstram-se os valores que se alteraram.

Parâmetros de Asa e Fuselagem	Valores da Aeronave de Referência	TSFC=0,54	TSFC=0,51	TSFC= 0,48
Peso (Kg)	59004,13	56533,012	55356,38	54216,726
S (m <sup>2</sup> )	111,9	107,212	104,981	102,82
b (m)	32,26	31,576	31,246	30,92
c <sub>r</sub> (m)	5,6	5,48	5,42	5,36
c <sub>t</sub> (m)	1,34	1,314	1,3	1,287
c <sub>mac</sub> (m)	3,9	3,82	3,78	3,74
l <sub>f</sub> (m)	33,42	33,22	33,133	33,04
d <sub>f</sub> (m)	3,8	3,8	3,8	3,8

Tabela 13: Comparação dos Parâmetros da asa e da fuselagem

Observando a tabela 13 observa-se uma redução de todos os parâmetros, ainda que não muito significativa, em alguns casos. A alteração mais significativa ocorre no peso que reduz 2471kg; 3648kg e 4787kg, com o TSFC igual a 0,54; 0,51 e 0,48, respectivamente. Reduzindo 20% do TSFC a aeronave reduz o seu peso em 8,11%. No ponto da discussão dos resultados iremos apresentar possíveis hipóteses alternativas da forma como diminuir o TSFC e o peso da aeronave. Em termos da fuselagem, o seu comprimento não reduz de forma muito significativa, e, no seu diâmetro não se observa qualquer alteração.

A equação relativa à Polar de Arrasto, irá ser, para cada um dos casos:

(1) *Redução do TSFC em 10% (TSFC=0,54)*

$$C_D = 0,015472 + 0,042543 C_L^2$$

Neste caso, irá ocorrer um ligeiro aumento da influência do arrasto, em relação à aeronave de referência. Originando uma redução do  $(L/D)_{Max}$  para um valor de 19,488, enquanto que o valor de referência é 19,712.

(2) *Redução do TSFC em 15% (TSFC=0,51)*

$$C_D = 0,01563 + 0,042597 C_L^2$$

Verifica-se uma redução do  $(L/D)_{Max}$  para 19,37, diminuição não muito significativa em relação ao valor de referência.

(3) *Redução do TSFC em 20% (TSFC=0,48)*

$$C_D = 0,015788 + 0,042653 C_L^2$$

Nesta opção, verifica-se uma redução do  $(L/D)_{Max}$  para 19,268, diminuição também não muito significativa em relação ao valor de referência.

Esta diminuição do  $(L/D)_{Max}$  deve-se a um ligeiro aumento do arrasto, visto não se verificar alterações na carga alar em relação à aeronave de referência.

Analisando, por sua vez, a tabela seguinte, tendo como ponto de partida a aeronave base, constata-se uma redução de 12; 17,81 e 23,48 por cento, respectivamente em cada uma das opções de redução da TSFC, observando o impacto deste parâmetro na redução total do combustível.

TSFC	Redução total do combustível
10%	12
15%	17,81
20%	23,48

Tabela 14: Impacto de TSFC na redução total do combustível

(iii) Redução do peso vazio da aeronave ( $W_0$ )

Efectuaram-se os cálculos deste parâmetro de forma a reduzi-lo em 10, 20 e 30 pontos percentuais. Reduzir o peso vazio da aeronave em 10% parece um objectivo passível de se alcançar num curto prazo, pois já existem matérias compósitos que ao substituírem os actuais matérias conseguem poupanças dessas grandezas, por sua vez, reduzir em 20% apesar de ser alcançável será necessário algum tempo, tempo para se desenvolverem novas tecnologias e uma nova combinação de materiais e processos de fabrico inovadores; por fim, reduzir em 30% será uma possibilidade com um carácter bastante optimista, contudo possível. À semelhança da possibilidade de se reduzir o peso vazio da aeronave em 20% para se reduzir 30% será necessário que se conjuguem um inúmero conjunto de aspectos, como o desenvolvimento de novos processos de fabrico, materiais mais leves e resistentes,

tecnologias inovadoras, utilização de pneus mais leves, quantidade de água potável transportada, peso do recipiente da carga e, peso reduzido dos itens de *catering*.

Parâmetros de Peso	Valores de referência	Redução de $W_0$		
		10%	20%	30%
<b>Peso bruto (Kg)</b>	59004,13	55273,5	51542,86	47812,22
<b>Peso vazio (Kg)</b>	29693,45	26724,1	23754,76	20785,41

Tabela 15: Impacto de  $W_0$  na redução de combustível consumido segundo os parâmetros de peso

O objectivo deste ponto é então o de averiguar qual a influência que a redução do peso vazio da aeronave terá na redução final da quantidade de combustível consumido. De forma a responder a esta questão este estudo irá ser elaborado através de dois casos distintos. No primeiro caso a redução de  $W_0$  irá apresentar consequências na estrutura da aeronave; e, por sua vez, no segundo caso este peso não terá qualquer consequência na estrutura da aeronave.

Caso 1:

Temos então a questão:  $W_0$  irá ter consequências na estrutura da aeronave?

Parâmetros de Asa e Fuselagem	Valores da Aeronave de Referência	Redução de 10% do $W_0$	Redução de 20% do $W_0$	Redução de 30% do $W_0$
<b>S (m<sup>2</sup>)</b>	111,9	104,82	97,75	90,67
<b>b (m)</b>	32,26	31,22	30,15	29,04
<b>c<sub>r</sub> (m)</b>	5,6	5,415	5,23	5,04
<b>c<sub>t</sub> (m)</b>	1,34	1,3	1,25	1,21
<b>c<sub>mac</sub> (m)</b>	3,9	3,78	3,65	3,51
<b>l<sub>f</sub> (m)</b>	33,42	33,13	32,83	32,51
<b>d<sub>f</sub> (m)</b>	3,8	3,8	3,8	3,8

Tabela 16: Impacto de  $W_0$  na redução de combustível consumido segundo os parâmetros da asa e fuselagem

Analisando a tabela anterior observa-se uma redução de  $W_0$  em todos os parâmetros, inclusive no comprimento da fuselagem ( $l_f$ ), tal acontece porque como se pode ver no anexo 4, esta mudança no  $W_0$ , irá também ter influência no tamanho das empenagens, que iram ser mais pequenas, logo isso irá reflectir-se no tamanho da fuselagem. Estas várias alterações



permitem afirmar que a redução do peso vazio da aeronave irá ter consequências na obtenção da polar de arrasto, como será visto em seguida:

$$(1) \text{ Redução de 10\% no } W_0 \quad C_D = 0,015641 + 0,042601 C_L^2$$

Como ocorre um aumento da influência do arrasto, em relação à aeronave de referência, vai originar uma redução do  $(L/D)_{Max}$  para um valor de 19,37, enquanto que o valor de referência é 19,712.

$$(2) \text{ Redução de 20\% no } W_0 \quad C_D = 0,016187 + 0,042793 C_L^2$$

Verifica-se uma redução do  $(L/D)_{Max}$  para 19, uma diminuição um pouco significativa em relação ao valor de referência.

$$(3) \text{ Redução de 30\% no } W_0 \quad C_D = 0,016818 + 0,043014 C_L^2$$

Nesta opção, verifica-se uma redução do  $(L/D)_{Max}$  para 18,59. Estas reduções do  $(L/D)_{Max}$  devem-se, como foi anteriormente referido, ao aumento do arrasto, uma vez que não se verificaram alterações na carga alar em relação à aeronave de referência, o que se irá reflectir na percentagem de combustível ganho, como se poderá ver de seguida:

Redução de $W_0$ (%)	Poupança de combustível (%)
10	1,82
20	3,5
30	5,03

Tabela 17: Impacto de  $W_0$  na poupança de combustível para o caso 1

Da observação da tabela 17 pode-se referir que as percentagens alcançadas são menores que as obtidas noutros casos. Estas percentagens, de facto, não são muito significativas mas, uma vez que, as companhias aéreas efectuem bastantes voos por ano estas percentagens reflectem-se numa grande poupança a longo prazo.

Caso 2:

Temos então a questão:  $W_0$  não irá apresentar consequências na estrutura da aeronave?

Neste caso, os parâmetros da estrutura da aeronave irão manter-se inalterados em relação à aeronave base, o que pode ser obtido através da redução da carga alar em cada caso, ou seja os valores da configuração da asa, fuselagem e de outros valores irão manter-se de forma

inalterada apesar da diminuição de  $W_0$ . Esta situação dá-nos uma polar de arrasto para os três casos.

$$C_D = 0.015163 + 0.042434 C_L^2$$

Com um  $(L/D)_{Max} = 19,71$

Os valores obtidos, então, para este caso estão descritos na tabela 18

Redução de $W_0$ (%)	Poupança de Combustível (%)
10	4
20	8
30	12

Tabela 18: Impacto de  $W_0$  na poupança de combustível para o caso 2

Da análise da tabela anterior podemos referir que, não alterando o projecto inicial obteremos melhores resultados, cerca de 4% de poupança de combustível por cada 10 pontos percentuais reduzidos no peso vazio da aeronave. Contudo parece ser o aspecto que menos influencia na redução de combustível quando comparado com os outros dois aspectos anteriormente referidos, motor e razão de aspecto, ainda que sejam também importantes.

Como anteriormente foi enunciado, apresentam-se agora os resultados para as várias opções, numa forma interligada, uma vez que anteriormente foram desenvolvidas as diversas opções individualmente.

Analisemos então agora as opções conjuntas que surgiram a partir da análise anteriormente elaborada:

(i) Redução do *TSFC* em 10% e variação da Razão de Aspecto de 12 e 15 ( $A= 12$  e  $A= 15$ )

Parâmetros de Asa e Fuselagem	Valores da Aeronave de Referência	TSFC=0,54 e A=12	TSFC=0,54 e A=15
Peso	59004,13	56533	56533
S (m <sup>2</sup> )	111,9	107,21	107,21
b (m)	32,26	35,87	40,1
$c_r$ (m)	5,6	4,82	4,31
$c_t$ (m)	1,34	1,16	1,035
$c_{mac}$ (m)	3,9	3,36	3
$l_f$ (m)	33,41	34,43	35,61
$d_f$ (m)	3,8	3,8	3,8

Tabela 19: Comparação dos parâmetros da asa e de fuselagem com uma redução de 10% do *TSFC* e  $A=12$  e  $A=15$

A equação para o valor da Polar de Arrasto, nas opções  $TSFC=0,54$  e  $A=12$ , e  $TSFC=0,54$  e  $A=15$  irá ser, respectivamente, de:

$$C_D = 0.015847 + 0.03297 C_L^2$$

$$C_D = 0.016163 + 0.026376 C_L^2$$

Neste caso, irá ocorrer um aumento do  $(L/D)_{Max}$  para um valor de 21,87 e 24,22, respectivamente, enquanto que o valor de referência é 19,71. Isto explica-se através do aumento da razão de aspecto e da redução do arrasto.

(ii) Redução do  $TSFC$  em 15% e variação da Razão de Aspecto de 12 e 15 ( $A= 12$  e  $A= 15$ )

Parâmetros de Asa e Fuselagem	Valores da Aeronave de Referência	TSFC=0,51 e A=12	TSFC=0,51 e A=15
<b>Peso</b>	59004,13	55356,38	55356,38
<b>S (m<sup>2</sup>)</b>	111,9	105	105
<b>b (m)</b>	32,26	35,5	39,7
<b>c<sub>r</sub> (m)</b>	5,6	4,77	4,27
<b>c<sub>t</sub> (m)</b>	1,34	1,14	1,02
<b>c<sub>mac</sub> (m)</b>	3,9	3,33	3
<b>l<sub>f</sub> (m)</b>	33,42	34,32	35,5
<b>d<sub>f</sub> (m)</b>	3,8	3,8	3,8

Tabela 20: Comparação dos Parâmetros da Asa e de Fuselagem com uma redução de 15% do  $TSFC$  e  $A=12$  e  $A=15$

A equação para o valor da Polar de Arrasto, nas opções  $TSFC=0,51$  e  $A=12$ , e  $TSFC=0,51$  e  $A=15$  irá ser, respectivamente, de:

$$C_D = 0.016 + 0.033013 C_L^2$$

$$C_D = 0.016323 + 0.02641 C_L^2$$

Neste caso, irá ocorrer um aumento do  $(L/D)_{Max}$  para um valor de 21,75 e 24,1, respectivamente, enquanto que o valor de referência é 19,712. À semelhança da opção anterior, isto explica-se através do aumento da razão de aspecto e da redução do arrasto.

(iii) Redução do *TSFC* em 20% e variação da Razão de Aspecto de 12 e 15 ( $A= 12$  e  $A= 15$ )

Parâmetros de Asa e Fuselagem	Valores da Aeronave de Referência	<i>TSFC</i> =0,48 e $A=12$	<i>TSFC</i> =0,48 e $A=15$
Peso	59004,13	54216,7	5421,7
$S$ (m <sup>2</sup> )	111,9	102,8	102,8
$b$ (m)	32,26	35,13	39,27
$c_r$ (m)	5,6	4,73	4,22
$c_t$ (m)	1,34	1,13	1,01
$c_{mac}$ (m)	3,9	3,3	2,9
$l_f$ (m)	33,42	34,2	35,38
$d_f$ (m)	3,8	3,8	3,8

Tabela 21: Comparação dos Parâmetros da Asa e de Fuselagem com uma redução de 20% do *TSFC* e  $A=12$  e  $A=15$

A equação para o valor da Polar de Arrasto, nas opções *TSFC*=0,48 e  $A=12$ , e *TSFC*=0,48 e  $A=15$  irá ser, respectivamente, de:

$$C_D = 0,016165 + 0,033056 C_L^2$$

$$C_D = 0,016485 + 0,026445 C_L^2$$

Neste caso, irá ocorrer um aumento do  $(L/D)_{Max}$  para um valor de 21,63 e 23,95, respectivamente, enquanto que o valor de referência é 19,712. À semelhança das duas opções anteriores, isto explica-se através do aumento da razão de aspecto e da redução do arrasto devido ao facto de obtermos uma asa mais longa, e mais delgada como nos mostra os valores da corda.

Analisando todas as opções, bem como os seus valores obtidos para os parâmetros do peso, asa, fuselagem e polar de arrasto, constata-se que o peso exigido para a aeronave vai diminuindo à medida que se diminui o *TSFC*. Dado que foi assumido que o valor da carga alar seria sempre constante, este facto irá implicar que a área da asa seja diminuída, conforme o peso também é reduzido. Visto que o valor da razão de aspecto aumenta de 9,3 para 12 e 15, respectivamente nas diferentes opções, acontece que, consequentemente, verificamos um aumento da envergadura da asa. Neste caso, tal como no caso anterior do aumento da razão de aspecto, iremos considerar novamente que o aumento da razão de aspecto não irá implicar directamente o aumento de peso da aeronave, mesmo sendo uma visão optimista, poderá ser possível com a sinergia de várias tecnologias de redução de peso da aeronave.

Depois de analisadas as diversas opções de forma interligada, analisemos a percentagem que conseguimos reduzir de combustível, através da tabela seguinte.

Parâmetros	% de Poupança de Combustível
<b><i>TSFC=0,54 e A=12</i></b>	19,4
<b><i>TSFC=0,54 e A=15</i></b>	24,6
<b><i>TSFC=0,51 e A=12</i></b>	24,62
<b><i>TSFC=0,51 e A=15</i></b>	29,04
<b><i>TSFC=0,48 e A=12</i></b>	29,75
<b><i>TSFC=0,48 e A=15</i></b>	33,85

Tabela 22: Percentagem de Combustível reduzido

Depois de efectuados os cálculos das diversas opções e analisada a tabela constata-se que o melhor valor que se alcançou foi o da opção de reduzir o *TSFC* em 20% com uma Razão de aspecto com valor igual a 15. A partir da análise da "Equação de Alcance de Breguet" verificou-se que ambas as alterações efectuadas nos parâmetros, *L/D* e *TSFC*, em conjunto com o peso, iriam ter alguma importância na redução de combustível consumido. Dado isto, verificou-se que quanto maior fosse a percentagem reduzida do *TSFC* e, a razão de aspecto apresentasse também um valor maior, originaria uma maior percentagem na redução do combustível consumido, para atingir o alcance previamente definido.

### 3.3 Discussão dos resultados

A eficiência de combustível de uma aeronave pode ser melhorada a partir de uma perspectiva tecnológica, melhorando a eficiência do motor (por exemplo, uma redução do *TSFC*, ou através de um aumento na eficiência global do motor,  $\eta_o$ ); melhorando as características aerodinâmicas da aeronave (através de um aumento da razão *L/D*); e, pela redução do peso estrutural da aeronave. Dado isto, o estudo da eficiência de combustível é focado em soluções tecnológicas com potencial que poderão apresentar consequências nestas três áreas. Depois de analisados os valores obtidos no ponto anterior e observando a tabela constante no Anexo 4, verifica-se que ao modificar os valores dos parâmetros *TSFC* e *L/D*, obtêm-se alterações no peso final da aeronave e das dimensões da asa e fuselagem.

Os aspectos que irão apresentar uma maior influência no desenho da aeronave são a envergadura da asa e as dimensões da fuselagem.

Existem soluções que poderão vir a ter algum impacto na redução do *TSFC*, no aumento do *L/D* e na diminuição do peso estrutural total da aeronave. No que diz respeito às soluções para o motor, a curto prazo, estas são relativamente simples. Por exemplo a lavagem do motor poderá apresentar benefícios imediatos na eficiência do mesmo e a um custo relativamente baixo, uma vez que a acumulação de sujidade no motor pode levar a um

aumento do *TSFC*. Este aspecto, por sua vez, pode ser impedido de ocorrer com uma simples lavagem em intervalos regulares, sendo que mesmo que tal não provoque uma redução do *TSFC*, irá, simplesmente impedir que o mesmo aumente.

A um prazo mais longo, muitos activos de controlo e tecnologias de sensores de alta temperatura para a eficiência de combustível estão a ser desenvolvidos com o objectivo de aumentar a eficiência e desempenho do motor. Outros aspectos que também podem apresentar benefícios com algum potencial, mas com um custo associado muito elevado, são as alternativas de um motor revolucionário, que inclui um rotor de onda de ciclos "*topping*". Nestes desenvolvimentos na eficiência dos motores poderão ser utilizados materiais mais eficientes e leves de modo a reduzir o peso, como por exemplo os compósitos de cerâmica (*CMC*).

Ao nível das soluções aerodinâmicas, como foi visto com os resultados obtidos, a melhor opção seria o redesenhar da asa, com uma envergadura maior e mais delgada, como mostram os dados da tabela do Anexo 4. Este facto irá ter implicações como a diminuição do arrasto e por consequência um aumento do *L/D*, mas, por sua vez esta solução teria como ponto negativo o facto de implicar um possível aumento do peso estrutural e uma asa demasiado grande. Sobressai aqui o facto da maioria dos aeroportos do mundo não estar preparado para receber aviões com este tamanho. Uma solução alternativa de forma a não ser necessário aumentar muito o tamanho da asa é a de adicionar *winglets* na sua extremidade, o que irá provocar uma redução do arrasto induzido, outra solução que tem sido estudada e que poderá ser bastante importante e a tecnologia de *morphing*, pois esta tecnologia permite melhorar o regime de fluxo laminar e assim reduzir o arrasto de atrito

Um caso não estudado que poderia influenciar o aumento do *L/D* seria criar uma configuração de uma aeronave revolucionária, como por exemplo o conceito *blended wing body (BWB)* que seria significativamente diferente das actuais, podendo produzir melhorias significativas na eficiência de combustível, ainda que com os custos significativos que estão relacionados com a transição para essas novas configurações. Esta é uma solução com um prazo mais distante e oferece um potencial para a economia de combustível ainda maior. Um novo desenho da aeronave completa pode ser necessária para explorar plenamente os avanços na aerodinâmica, materiais, controles de voo, e motores. Outras soluções podem passar por explorar sinergias com outras tecnologias avançadas, como por exemplo estruturas em materiais compósitos, novos sistemas de sustentação e controlos inteligentes.

Nos dados que são apresentados no Anexo 3, surge também a necessidade de encontrar novas formas de reduzir o peso da estrutura da aeronave. Algumas das soluções por onde poderá passar a redução do peso, numa maneira menos significativa poderá ser no material dos bancos que influenciará o peso total destes componentes; a redução do peso da bagagem por passageiro; a retirada da publicidade colocada no interior da aeronave; e, o facto de se passar a receber as compras efectuadas na aeronave no ponto de chegada, com estas medidas

poder-se-ia reduzir o peso da aeronave em 200/400 kg. Outra solução para reduzir o peso da aeronave será a alteração dos materiais utilizados na estrutura da aeronave, estes poderão passar por materiais mais leves e resistentes, como novas ligas de alumínio; materiais compósitos; nano-materiais, fibras de carbono e de vidro; entre outros. Uma maior otimização dos procedimentos e utilização de ferramentas avançadas de desenho e análise, tais como programas computacionais de última geração para projecto, engenharia e manufactura (*CAD/CAE/CAM*), pode também ter uma influência na redução do peso, aumentando desta forma a eficiência do combustível.

# Capítulo 4

## Conclusão e Desenvolvimento de trabalhos

### Futuros

Da análise efectuada e dos resultados obtidos neste trabalho é possível destacar as seguintes conclusões:

1. Os parâmetros com maior impacto na redução do consumo de combustível em aeronaves comerciais são o consumo específico (*TSFC*), a razão de planeio (*L/D*) e a alteração dos valores da razão de aspecto. Por outro lado, como é óbvio, o peso da estrutura tem uma influência directa na redução do consumo de combustível, o que poderá ser conseguido através da utilização de materiais mais leves e resistentes.
2. O estudo comparativo efectuado permitiu quantificar reduções significativas ao nível do consumo de combustível, podendo atingir cerca de 34% em termo de comparação com a aeronave de referência criada com base em aeronaves comerciais actuais. Atingiu-se esta percentagem através da redução em 20% do factor *TSFC*, um aumento da razão de aspecto para um valor igual a 15 e uma diminuição do peso estrutural em 7,65%, está poderá já ser considerada uma visão bastante optimista, pois como já foi referido anteriormente o aumento da razão de aspecto, irá originar um aumento do peso da aeronave, o que implica que para estes objectivos serem cumpridos seria preciso um nível de tecnologia bastante avançando, tanto a nível de novas matérias leves, como a nível de processos de fabrico.
3. Apesar desta redução, os objectivos definidos pelo ACARE ainda estão longe de ser atingidos, pelo que se demonstra que a prossecução das metas estipuladas até 2050 obrigarão a uma mudança radical no projecto das aeronaves comerciais. Assim, será necessário a adopção de novas soluções e diferentes conceitos para se atingirem níveis de redução de combustível consumido superiores a 50%, tais como a utilização de novos conceitos de configurações de aeronaves, materiais mais leves de forma a conseguir reduzir o peso; e, motores mais leves e mais eficientes. Estas opções terão, necessariamente, uma implicação nos custos de desenvolvimento, pelo menos na fase inicial de maturação das tecnologias adoptadas.



Como propostas de trabalhos futuros sugere-se que o estudo paramétrico desenvolvido no âmbito deste trabalho possa constituir um ponto de partida para um trabalho de optimização, sobretudo ao nível da definição de novas configurações da estrutura da aeronave e de conceitos aerodinâmicos pouco convencionais, contribuindo para a concretização de um objectivo comum por parte de todos os intervenientes no sector da aviação ao nível da maximização dos níveis de eficiência de operação das aeronaves e redução do seu impacto ambiental.

# Bibliografia

1. Malta, Carlos, Efeitos de contágio e impactos das crises financeiras na OCDE. 2009. 228. Dissertação - Universidade de Aveiro, Aveiro. 2009
2. ADELMAN, M. (2004), "The Real Oil Problem. Regulation", Vol. 27, Nº1
3. Joyce E. Penner, David H. Lister, David J. Griggs, David J. Dokken, and Mack McFarland (1999) "Aviation and the global atmosphere. Technical report", Intergovernmental Panel on Climate Change
4. Hetmanczyk, M.; Swadzba, L; and, Mendala, B. (September of 2007), "Advanced materials and protective coatings in aero-engines application", Journal of Achievements in Materials and Manufacturing Engineering, Volume 24, Issue 1
5. Harper, Charles A. (July 2, 2001) "Handbook of materials for Product Design", 1st edition, McGraw-Hill Professional
6. Mallick, P. (1997), Composites Engineering Handbook, Marcel Dekker, USA
7. Barbero, Ever J. (2010), Introduction to Composites Materials Design, 2nd edition, CRC Press
8. Ventura, Ana Mafalda (2009), "Os Compósitos e a sua aplicação na Reabilitação de Estruturas Metálicas", Revista Ciência e Tecnologia dos Materiais, Vol. 21, n.º ¾
9. Degischer, Hans-Peter; Poletti, Cecilia (2011), "Handbook of lightweight engineering materials", 1st edition, John Wiley & Sons
10. J. Beddoes, L. Zhao, J.-P. Immarigeon, R. T. Holt, A. K. Koul and W. Wallace (1995), "Lightweight Materials for Aircraft Applications", Materials Characterization", Elsevier Science Inc
11. <http://beryllium.eu/about-beryllium-and-beryllium-alloys/uses-and-applications-of-berilium/> (data do último acesso: 17 de Outubro de 2012)
12. [http://www.nasa.gov/centers/marshall/pdf/104835main\\_friction.pdf](http://www.nasa.gov/centers/marshall/pdf/104835main_friction.pdf) (data do último acesso: 10 de Outubro de 2012)
13. Stig, Fredrik (2009), "An Introduction to the Mechanics of 3D-Woven Fibre Reinforced Composites", KTH Engineering Sciences
14. J. Lee and P. Chen (2004), "Aluminum-Scandium Alloys: Material Characterization, Friction Stir Welding, and Compatibility With Hydrogen Peroxide"  
Disponível em:  
[http://www.gkllc.com/lit/matl-compatibility/NASA-Aluminum\\_Scandium\\_Alloys-Compatibility\\_with\\_Hydrogen\\_Peroxide.pdf](http://www.gkllc.com/lit/matl-compatibility/NASA-Aluminum_Scandium_Alloys-Compatibility_with_Hydrogen_Peroxide.pdf)
15. L. Tong; A. P. Mouritz and M. K. Bannister, "3D fibre reinforced polymer composites", 1st edition, Elsevier science, 2002

16. G. C. Sih; A. Carprineri and G. Surace. "Advanced technology for design and fabrication of composite materials and structures - Applications to the automotive, marine aerospace and construction industry", Kluwer academic publishers, 1995
17. Araújo, Figueiro, Hong - "Têxteis Técnicos - Materiais do Novo Milénio", Braga (2000)
18. Gorineusky, Dimitry; Dittmar, Kevin; Mylaraswamy, Dinkar e Nwadiogbu, Emmanuel, "Model-based diagnostics for na Aircraft auxiliary power unit", IEEE Conference on Control Applications, Glasglow, Scotland; 18-20 September 2002
19. Hetmanczyk, M.; Swadzba, L; and, Mendala, B. (September of 2007), "Advanced materials and protective coatings in aero-engines application", Journal of Achievements in Materials and Manufacturing Engineering, Volume 24, Issue 1
20. <http://www.greenaironline.com/news.php?viewStory=1426> (data do último acesso: 4 de Setembro de 2012)
21. [www.atag.org](http://www.atag.org) (data do último acesso: 14 de Setembro de 2012)
22. Eng. José Viegas e Eng. Nuno Leal, "Fuel Saving - Economia e Gestão numa Companhia Aérea", Palestra realizada na Universidade da Beira Interior, no dia 17 de Abril de 2012,
23. <http://www.unric.org> (data do último acesso: 17 de Agosto de 2012)
24. Velicky, A. e Thrash, P (August, 2010). "Blended wing body structural concept development". The Aeronautical Journal. Vol.144: 513-519
25. web.mit.edu (data do último acesso: 20 de Outubro de 2012)
26. Coutu, Daniel, Brailovski, Vladimir e Terriault, Patrick, "Optimized design of an active extrados structure for an experimental morphing laminar wing", Aerospace Science and Technology 14 (2010) 451-458, Elsevier
27. A.Y. N. Sofia et al, "Shape morphing of aircraft wing: Status and Challenges" Materials and Design 31 (2010) 1284/1293, Elsevier.  
Journal homepage: [www.elsevier.com/locate/matdes](http://www.elsevier.com/locate/matdes)
28. Raymer.D.P. "Aircraft Design: A Conceptual Approach. AIAA" Educational Series, edition 4<sup>th</sup>, 2006
29. Roskam J., "Methods of estimating drag polars of subsonic airplanes", Roskam Aviation & Engineering Corporation, Ottawa, Kansas, 1983
30. Jenkinson L.R., Simpkin P. and Rhodes D. Civil Jet Aircraft Design, Arnold, 1999
31. Abbot I.H. and Doenhoff A.E. "Theory of wing sections", Dover publications, 1959
32. <http://www.worldofkrauss.com/foils/414> (data do último acesso: 11 de Abril de 2012)
33. <http://www.soton.ac.uk/~jps7/Aircraft%20Design%20Resources/aerodynamics/supercritical%20aerofolds.pdf> (data do último acesso: 11 de Abril de 2012)

## Anexo 1- Dados de modelos de aeronaves

<b>Constructor</b>	<b>AIRBUS</b>	<b>AIRBUS</b>	<b>Boeing</b>	<b>Boeing</b>	<b>Boeing</b>	<b>Boeing</b>	<b>Boeing</b>	<b>Boeing</b>
<b>Tipo</b>	A319-	A320-	727-	737-	737-	737-	737-	737-
<b>Modelo</b>	100	200	200 Adv	300	400	500	600	700
<b>CONSTRUCTOR DO MOTOR</b>	CFMI	CFMI	P&W	CFMI	CFMI	CFMI	CFMI	CFMI
<b>Modelo/Tipo</b>	CFM56-5A4	CFM56-5A3	JT8D-15A	CFM56-3-B1	CFM56-3-B2	CFM56-3-B1R	CFM56-7B18	CFM56-7B20
<b>N.º de motores</b>	2	2	3	2	2	2	2	2
<b>Impulso Estático (kN)</b>	99,7	111,2	71,2	89	97,9	82,3	82	89
<b>ITENS OPERACIONAIS:</b>								
<b>Acomodação:</b>								
<b>Máximo de lugares</b>	153	179	189	149	170	130	132	149
<b>Bancos lado-a-lado</b>	6	6	6	6	6	6	6	6
<b>Massa (Peso)(kg)</b>								
Max. na decolagem	64000	73500	95028	56470	62820	52390	65090	69400
Max. na aterragem	61000	64500	72575	51710	54880	49900	54650	58060
Zero-fuel	57000	60500	63318	47630	51250	46490	51480	54650
Máx. Carga Útil	17390	19190	18597	16030	17740	15530	9800	11610
Peso vazio operacional	39200	41310	46164	31869	33370	30960	36440	37585
<b>Razão de Peso</b>								
Peso Vazio operacional /Max. T/O	0,613	0,562	0,486	0,564	0,531	0,591	0,56	0,542
Max. Carga Útil /Max. T/O	0,272	0,261	0,196	0,284	0,282	0,296	0,151	0,167
Max. Fuel /Max. T/O	0,295	0,256	0,255	0,281	0,253	0,303	0,316	0,296
<b>Combustível (litros)</b>								
Standard	23860	23860	30622	20105	20105	20105	26024	26024
<b>DIMENSÕES:</b>								
<b>Fuselagem:</b>								
Comprimento (m)	33,84	37,57	41,51	32,3	35,3	29,9	29,88	32,18
Altura (m)	4,14	4,14	3,76	3,73	3,73	3,73	3,73	3,73
Largura (m)	3,95	3,95	3,76	3,73	3,73	3,73	3,73	3,73
<b>Asa:</b>								
Área (m <sup>2</sup> )	122,4	122,4	157,9	91,04	91,04	91,04	124,6	124,6
Extensão (m)	33,91	33,91	32,92	28,9	28,9	28,9	34,3	34,3
MAC (m)	4,29	4,29	5,46	3,73	3,73	3,73	4,17	4,17
Razão de Aspecto	9,39	9,39	6,86	9,17	9,17	9,17	9,44	9,44
Razão de Conicidade	0,24	0,24	0,309	0,24	0,24	0,24	0,278	0,278
Média de (T/C) (%)			11	12,89	12,89	12,89		
1/4 Corda "Sweep"	25	25	32	25	25	25	25	25
<b>Dispositivos de alta sustentação:</b>								
Trailing Edge Flaps Type	F1	F1	F3	S3	S3	S3	S2	S2
Entensão da flap/ extensão da asa	0,78	0,78	0,74	0,72	0,72	0,72	0,599	0,599
Area (m <sup>2</sup> )	21,1	21,1	36,04					
Leading Edge Flaps Type	Slats	Slats	Slats/fla	Slats/fla	Slats/fla	Slats/flap	Slats/flap	Slats/flap

			ps	ps	ps	s	s	s
Area (m <sup>2</sup> )	12,64	12,64						
<b>Cauda Vertical:</b>								
Area (m <sup>2</sup> )	21,5	21,5	33,07	23,13	23,13	23,13	23,13	23,13
Altura (m)	6,26	6,26	4,6	6	6	6	6	6
Razão de Aspecto	1,82	1,82	0,64	1,56	1,56	1,56	1,56	1,56
Razão de Conicidade	0,303	0,303	0,78	0,31	0,31	0,31	0,31	0,31
1/4 de Corda "Sweep"	34	34	53	35	35	35	35	35
Braço da cauda (m)	10,67	12,53	14,2	13,68	14,9	12,9	13,55	14,7
S <sub>v</sub> /S	0,176	0,176	0,209	0,254	0,254	0,254	0,186	0,186
<b>Cauda Horizontal:</b>								
Area (m <sup>2</sup> )	31	31	34,93	31,31	31,31	31,31	32,4	32,4
Altura (m)	12,45	12,45	10,9	12,7	12,7	12,7	13,4	13,4
Razão de Aspecto	5	5	3,4	5,15	5,15	5,15	5,54	5,54
Razão de Conicidade	0,256	0,256	0,38	0,26	0,26	0,26	0,186	0,186
1/4 de Corda "Sweep"	29	29	36	30	30	30	30	30
Braço da cauda (m)	11,67	13,53	20,1	14,78	16	14	13,58	14,73
S <sub>h</sub> /S	0,253	0,253	0,221	0,344	0,344	0,344	0,26	0,26
<b>Trem de aterragem:</b>								
Faixa (m)	7,6	7,6	5,72	5,25	5,25	5,25	5,7	5,7
Distância entre eixos (m)	12,6	12,64	18,28	12,4	14,3	11		12,4
raio da viragem (m)	20,6	21,9	25	19,5				9,5
Nº de rodas (Nariz; Principal)	2;4	2;4	2;4	2;4	2;4	2;4	2;4	2;4
Diametro da roda principal (m)	1,143	1,143	1,245	1,016	1,016	1,016	1,016	1,016
Largura da roda principal (m)	0,406	0,406	0,432	0,368	0,368	0,368	0,368	0,368
<b>Nacelle:</b>								
Comprimento (m)	4,44	4,44	7	4,7	4,7	4,7	4,7	4,7
Max. Largura (m)	2,37	2,37	1,5	2	2	2	2,06	2,06
Localização do "spanwise"	0,338	0,338		0,34	0,34	0,34	0,282	0,282
<b>DESEMPENHO:</b>								
<b>Descolagem (m):</b>								
ISA nível do mar	1350	1440	1494	1396	1582	1362	1268	1356
ISA +20°C nível do mar	1350	1440	1494	1396	1582	1362	1268	1356
ISA 5000ft	1530	1645	1661	1576	1695	1533		
ISA +20°C 5000ft	1530	1645	1661	1576	1695	1533		
<b>Velocidades (kt/Mach):</b>								
V <sub>2</sub>	133	143	166	148	159	142		
V <sub>app</sub>	131	134	137	133	138	130		
V <sub>no</sub> /M <sub>mo</sub>	381/M0,89	350/M0,82	390/M0,9	340/M0,82	340/M0,82	340/M0,82	392/M0,84	392/M0,84
V <sub>ne</sub> /M <sub>me</sub>	350/M0,82	381/M0,89	M0,95					
C <sub>LMax</sub> (T/O)	2,58	2,56	1,9	2,47	2,38	2,49		
C <sub>LMax</sub> (L/D @ MLM)	2,97	3	2,51	3,28	3,24	3,32		

<b>Cruzeiro Máx.:</b>								
Velocidade (kt)	487	487	530	491	492	492		
$C_{LMAX}$ (L/D @ MLM)	2,97	3	2,51	3,28	3,24	3,32		
Altitude (ft)	33000	28000	25000	26000	26000	26000	41000	41000
Consumo de Combustível (kg/h)	3160	3200	4536	3890	3307	3574		
<b>Longo Alcance de Cruzeiro:</b>								
Velocidade (kt)	446	448	467	429	430	429	450	452
Altitude (ft)	37000	37000	33000	35000	35000	35000	39000	39000
Consumo de Combustível (kg/h)	1890	2100	4309	2250	2377	2100	1932	2070
<b>Alcance (nm):</b>								
Carga Útil máxima	1355	637	2140	1578	1950	1360		
Design de alcance	1900	2700	2400	2850	2700	1700	3191	3197
Max. Fuel + Carga Útil	4158	3672		3187	2830	3450	3229	3245
<b>Parâmetros de Design:</b>								
W/S $C_{Lmax}$	1726,69	1962,27	2356,82	1852,54	2090,56	1701,59		
W/S $C_{LtoST}$	2071,39	2423,85	3918,96	2196,64	2506,93	2024,27		
Combustível/passag./nm (kg)	0,0553	0,0443	0,1101	0,0341	0,0395	0,0608	0,0534	0,048
Bancos x Alcance (bancos.nm)	235600	405000	326400	364800	394200	183600	344628	409216

## Anexo 2- Gráficos relativos ao motor

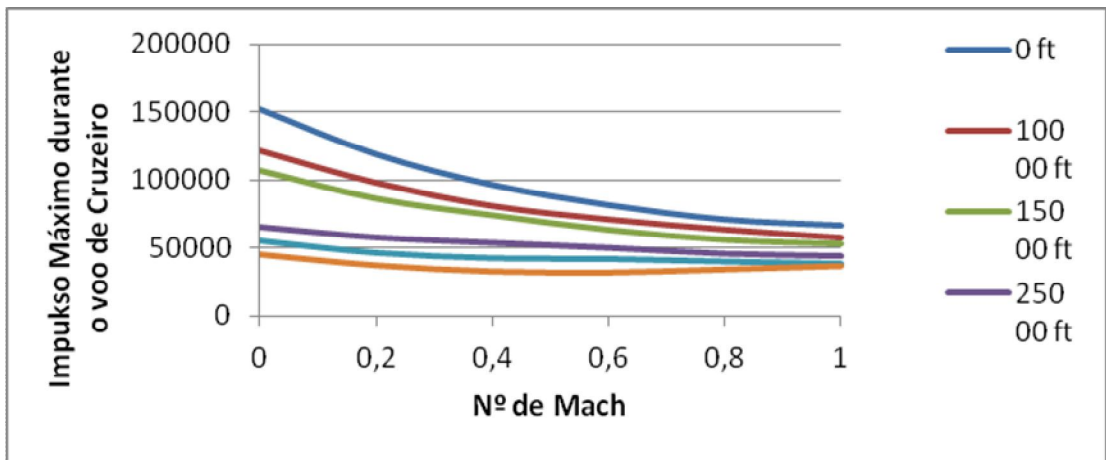


Gráfico n.º 1: Tracção de Cruzeiro de ambos os motores para diversas altitudes, durante a subida

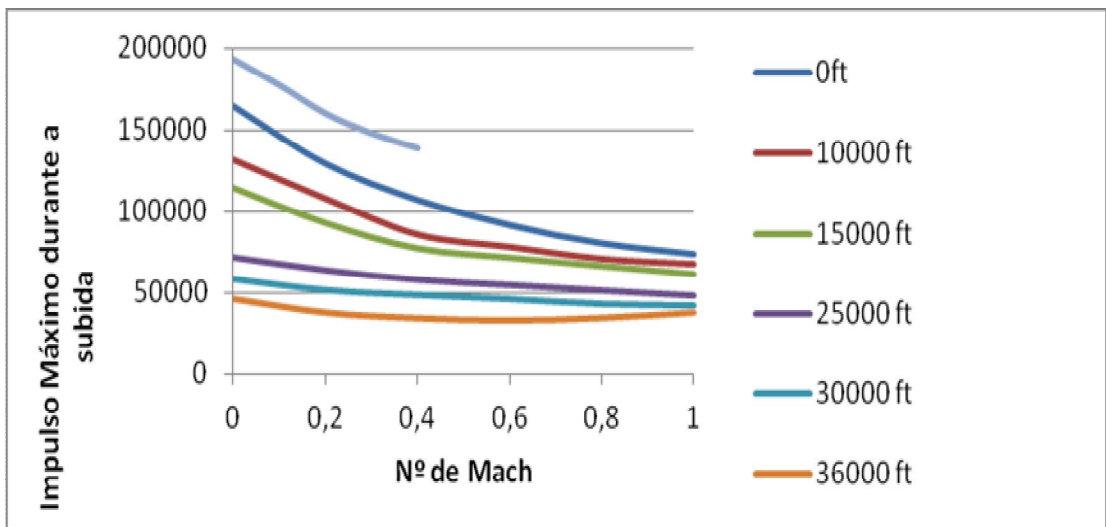


Gráfico n.º 2: Variação do tracção Máximo de Subida com Altitude e N.º de Mach

## Anexo 3- Características da aeronave projectada

### 1) Dimensões

Comprimento: 34,2m

Envergadura: 32,26m

Altura sobre chão: 11,17

Distância entre eixos (*wheel base*): 13,2m

Faixa de roda (*Wheel track*): 5,8m

### 2) Detalhes do motor

Semelhante ao CFM 56 - 2B

Tracção Estática ao Nível do mar: 96,5 kN

*Bypass ratio*: 6.5 (as características do motor são dadas em [28])

SFC: no  $M=0,8$ ,  $h=10.972\text{m}$  (36 000ft), SFC é tida como  $0,6\text{hr}^{-1}$

### 3) Pesos

Peso Bruto: 59004,13kg

Peso vazio: 29693,44kg

Peso de combustível: 12040,69kg

Carga útil: 17270kg

### 4) Geometria da Asa

Forma: asa *Cranked*

Envergadura: 32,26m

Área:  $111,9\text{m}^2$

Perfil Aerodinâmico: NASA-SC (2) série,  $t/c=14\%$ ,  $C_{l_{opt}}=0,5$

Raiz da Corda: 5,6m

Ponta da Corda: 1,34m

Raiz da Corda da asa *Cranked*: 7,44m

Envergadura da parte da asa com bordo de fuga sem enflechamento: 11,29m

Média da Corda Aerodinâmica: 3,9m

Enflechamento do quarto da corda:  $27,69^\circ$

Diedro:  $5^\circ$

Torção:  $3^\circ$

Incidência:  $1.4^\circ$

Relação de afilamento: 0.24

Razão de Aspecto: 9.3

### 5) Geometria da Fuselagem

Comprimento: 33,42m

Diâmetro máximo: 3,8m

### 6) Geometria da Nacelle

N ° de *nacelles*: 2



Diâmetro da *Nacelle*: 1,62m

Área da secção transversal: 2,06m<sup>2</sup>

Comprimento de *Nacelle*: 3.3m

7) **Geometria da Cauda Horizontal**

Envergadura: 13,17m

Área: 34,69m<sup>2</sup>

Corda da raíz: 4,18m

Corda da ponta: 1,087m

Média da Corda Aerodinâmica: 2,94m

*Enflechamento* do quarto da corda: 32°

Relação de afilamento: 0,26

Razão de Aspecto: 5

8) **Geometria da Cauda Vertical**

Envergadura: 6,32m

Área: 23,5m<sup>2</sup>

Corda da raíz: 5,68m

Corda da ponta: 1,76m

Média da Corda Aerodinâmica: 4,062m

*Enflechamento* do quarto da corda: 37°

Relação de afilamento: 0,31

Razão de Aspecto: 1,7

9) **Outros detalhes**

$C_{Lmax}$  sem flap: 1.4

$C_{Lmax}$  com flaps aterragem: 2.7

Factor de carga máxima  $n_{max}$ : 3.5

$C_{Lmax}$  com T.O flaps: 2.16

10) **Tripulação e Carga útil**

Tripulação de Voo: 2 (piloto e co-piloto)

Tripulação da cabine: 5

Bancos de passageiros: 138 em Classe Económica e 12 em Classe Executiva

## Anexo 4- Parâmetros operacionais da aeronave

	Diminuição de $W_0$						Alteração do TSFC	Alteração do TSFC e AR											
	Sem alteração da dimensão da aeronave			Com alteração da dimensão da aeronave				Alteração do AR			Alteração do TSFC								
	A=1	2	5	A=1	2	5		A=1	2	5	TSFC	TSFC	TSFC	TSFC	TSFC	TSFC			
<b>Aerona</b>	10%	20%	30%	10%	20%	30%	TSFC	TSFC	TSFC	TSFC	TSFC	TSFC	TSFC	TSFC	TSFC				
<b>ve base</b>	59004,1	55273	51542	47812	55273	51542	=0,54	=0,51	=0,48	5653	5535	5421	4 e A=12	4 e A=15	1 e A=12	1 e A=15	8 e A=12	8 e A=15	
<b>Peso</b>	3	,5	,86	,22	5	86	22	4,13	4,13	3,01	6,38	6,7	56533,01	56533,01	55356,38	55356,38	54216,7	54216,7	
<b>Asa</b>																			
<b>S</b>	111,9	111,9	111,9	104,82	97,75	90,67	111,111,107,2	9	9	1	105	102,8	107,21	107,21	105	105	102,82	102,82	
<b>b</b>	32,26	32,26	32,26	31,22	30,15	29,04	36,6	40,9	4	7	31,6	31,35	30,9	40,1	35,5	39,7	35,13	39,27	
<b>C</b>	5,6	5,6	5,6	5,41	5,23	5,04	4,9	4,4	4,4	5,48	5,42	5,36	4,82	4,31	4,77	4,27	4,72	4,22	
<b>C<sub>x</sub></b>	1,34	1,34	1,34	1,3	1,25	1,21	1,18	1,06	1,31	1,3	1,29	1,29	1,16	1,03	1,14	1,02	1,13	1,01	
<b>C<sub>oac</sub></b>	3,9	3,9	3,9	3,8	3,6	3,5	3,44	3,07	3,8	3,8	3,74	3,74	3,36	3	3,33	3	3,3	2,9	
<b>Fuselage</b>																			
<b>m</b>																			
<b>l<sub>x</sub></b>	33,42	33,42	33,42	33,13	32,83	32,51	34,6	35,8	4	6	33,23	33,13	33,04	35,6	34,32	35,5	34,2	35,38	
<b>d<sub>x</sub></b>	3,8	3,8	3,8	3,8	3,8	3,8	3,8	3,8	3,8	3,8	3,8	3,8	3,8	3,8	3,8	3,8	3,8	3,8	
<b>Cauda</b>																			
<b>S<sub>ca</sub></b>	34,7	34,7	34,7	32,5	30,3	28,11	34,7	34,7	33,24	33,24	33,5	31,87	33,24	33,24	33,5	33,5	31,87	31,87	
<b>S<sub>ca</sub></b>	23,5	23,5	23,5	22	20,53	19,04	23,5	23,5	22,51	22,51	22,05	21,59	22,51	22,51	22,05	22,05	21,59	21,59	
<b>C<sub>ca</sub></b>	4,18	4,18	4,18	4,05	3,9	3,76	4,18	4,18	4,09	4,05	4,05	4	4,09	4,09	4,05	4,05	4	4	
<b>C<sub>ca</sub></b>	5,68	5,68	5,68	5,5	5,3	5,1	5,68	5,68	5,44	5,44	5,3	5,2	5,44	5,44	5,3	5,3	5,2	5,2	
<b>C<sub>ca</sub></b>	1,09	1,09	1,09	1,05	1,02	0,98	1,09	1,09	1,06	1,05	1,04	1,04	1,06	1,06	1,05	1,05	1,04	1,04	
<b>C<sub>ca</sub></b>	1,76	1,76	1,76	1,7	1,64	1,58	1,76	1,76	1,69	1,65	1,06	1,06	1,69	1,69	1,65	1,65	1,06	1,06	
<b>C<sub>ca</sub></b>	2,94	2,94	2,94	2,84	2,74	2,64	2,94	2,94	2,87	2,84	2,82	2,82	2,87	2,87	2,84	2,84	2,82	2,82	
<b>C<sub>ca</sub></b>	4,06	4,06	4,06	3,9	3,8	3,66	4,06	4,06	3,9	3,81	3,73	3,73	3,9	3,9	3,81	3,81	3,73	3,73	

Polarde	0,0151	0,0151	0,0151	0,0151	0,0156	0,0161	0,0168	0,0155	0,0158	0,0154	0,0156	0,0157	0,0158	0,0161		0,0163	0,0161	0,0164
Arrasto	63	63	63	63	41	87	18	34	47	72	3	88	47	63	0,016	23	65	85
Ces	0,0424	0,0424	0,0424	0,0426	0,0426	0,0427	0,0430	0,0328	0,0263	0,0425	0,0425	0,0426	0,0329	0,0263	0,0330	0,0264	0,0330	0,0264
K	34	34	34	34	01	93	14	87	09	43	97	53	7	76	13	1	56	45
(L/D) <sub>max</sub>	19,712	19,712	19,712	19,37	19,37	19	18,6	22,12	24,5	19,5	19,38	19,3	21,9	24,22	21,75	24,1	21,63	23,95
Combustivel	12040,	11559,	10596,	11822,	11435,	11012,	10344,	10594,	9896,0	9213,4	9706,3	9131,5	9076,7	8543,5	8458,5	7967,1		
W <sub>k</sub>	69	35	11078	67	09	11619	24	65	33	27	05	34	82	5	37	78	9	83
% reduzi <sub>da</sub>		4	8	12	1,82	3,5	5,03	8,54	14,1	12,01	17,81	23,5	19,4	24,6	24,62	29,04	29,75	33,83