



ACADEMIA DA FORÇA AÉREA

Estudo de impacto de implementação de winglets na aeronave Falcon 50

Samuel Martins Cabanas

Aspirante a Oficial-Aluno/Piloto-Aviador 138543-H

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Aeronáutica Militar, na Especialidade de Piloto-Aviador

Júri

Presidente: BGEN/ENGAER José Manuel Mota Lourenço da Saúde
Orientador: CAP/ENGAER João Vieira Caetano
Coorientador: TEN/ENGAER Ricardo José Cabral Veríssimo
Vogal: COR/ENGAER João Rui Ramos Nogueira

Sintra, junho de 2018

Agradecimentos

A presente dissertação é resultado de um esforço individual e coletivo, que sem o qual não seria possível atingir os objetivos propostos. Desta forma, expresso os meus mais sinceros agradecimentos:

Ao meu orientador, Capitão João Caetano, pela exigência e dedicação como orientou todo o projeto. Apesar das vicissitudes da sua vida profissional conseguiu prestar um apoio próximo e cuidado, transmitindo o conhecimento e experiência necessários para a elaboração desta dissertação. Pelas palavras motivadoras que sempre caracterizaram o seu discurso e pensamentos, o meu obrigado!

Ao meu coorientador, Tenente Ricardo Veríssimo, pela transmissão de conhecimentos na área de mecânica de fluídos computacional e plena disponibilidade prestada. Mesmo com todas as dificuldades encontradas pelo caminho, encontrou sempre uma frase que me motivasse para continuar.

À Direção de Manutenção de Sistemas de Armas pela disponibilidade demonstrada à mínima solicitação, destacando o contributo essencial na obtenção de informação relativa ao tema e de contactos com os fabricantes envolvidos.

À Esquadra 504, por me receberem na sua casa com amizade e disponibilizarem informações indispensáveis à realização desta dissertação. À esquadra de manutenção, pelo apoio prestado e material fornecido na conceção deste projeto.

Aos meus camaradas Vasco Franco e Patrick Pires, pelas bases transmitidas relativas ao programa STAR CCM+ e à recuperação de investimento económico, respetivamente. Aos camaradas Lobo Ferreira e Rui Mendes pela disponibilidade e auxílio prestados nas medições feitas à aeronave Falcon 50.

Ao meu curso, JOKERS, a minha segunda família, pelas vivências ao longo dos últimos cinco anos. Pelas distrações nas alturas certas e menos certas, pela boa disposição constante, o meu mais profundo agradecimento.

À minha família e amigos, por me manterem motivado e focado nos momentos importantes e por me receberem sempre da forma que só vocês conseguem.

Resumo

A aeronave Falcon 50, operada pela Esquadra 504 da Força Aérea Portuguesa, tem como principais missões: o transporte de altas entidades, o transporte de órgãos urgente e apoio logístico. Desta forma, voando para os mais diversos destinos em todo o mundo, tornou-se relevante encontrar uma solução para economizar os custos associados à sua operação. Esta dissertação foca-se no estudo de viabilidade, eficiência, aumento de alcance, economia de consumo, e retorno de investimento da implementação de winglets no Falcon 50 da FAP.

Os winglets são estruturas concebidas para reduzir a resistência aerodinâmica e, consequentemente, aumentar a eficiência da asa. De modo a comparar a asa original com a asa com winglets, foi estudado o tipo de operação da aeronave ao serviço na FAP. O estudo foi dividido em partes: a) simulação com recurso a ferramentas de *Computational Fluid Dynamics* e comparação dos resultados obtidos com soluções analíticas da sustentação; b) análise do desempenho atual da aeronave, com base em dados operacionais e manuais de operação; c) estudo de recuperação do investimento na modificação, tendo em conta a poupança de combustível, ponderando o aumento de alcance operacional.

Foi possível verificar a coerência entre os resultados obtidos e os fundamentos teóricos inerentes à modificação. Isto é, a asa modificada demonstrou reduzir a resistência e aumentar a eficiência aerodinâmica. Na análise da performance verificou-se que com winglets, a aeronave possui um teto operacional máximo superior, podendo voar até 41000' em todas as configurações de peso e velocidade. Outra conclusão retirada desta análise é o facto dos maiores benefícios, proporcionados pela modificação, ocorrerem durante a fase de subida, atingindo os 2,83% em combustível poupado. O alcance é também melhorado com a instalação de winglets, promovendo um aumento médio de 2,25% em todas as configurações de peso e velocidades de voo.

Desta forma, cruzando esta informação com a análise de recuperação de investimento, verificou-se que não seria possível fazê-lo dentro do período de vida útil da frota. No entanto, perante os resultados obtidos, concluiu-se que a modificação é vantajosa para a performance da aeronave Falcon 50.

Palavras-chave: Falcon 50, Winglets, CFD, CAD, PRI

Abstract

The main missions of the aircraft Falcon 50 of the Portuguese Air Force are: VIP transport, logistical support and urgent transportation of human organs. As this aircraft flies all over the world, it has become relevant to find a solution in order to save money during its operation. This thesis focuses on the study of the viability, efficiency, increase of range, reduce fuel burn, and payback period due to the implementation of winglets.

The winglets are structures designed to reduce the drag and, consequently, to improve the aerodynamic efficiency of the aircraft. In order to compare both wings, the original and the modified, and to guarantee the results, the type of flight operated by Falcon 50 was studied. This study was divided into parts: a) simulation using tools of Computational Fluid Dynamics and comparison between the results and calculated analytical solutions; b) performance analysis of the unmodified aircraft using operational data and operation manuals; c) study of payback period, taking into account fuel saving and the increase of operational range.

It was possible to verify the coherence between the results obtained with simulations and the theoretical principles related with winglets. That is to say, the drag was reduced by the winglets which improved wing efficiency. The performance analysis allowed to verify that the aircraft with winglets has a maximum operating ceiling bigger than the original version, reaching 41000' in all weight configurations. Additionally, it was concluded that the amount of benefits obtained by the modification increased during the climbing phase, obtaining an improvement of 2,83% in fuel saving. The range is also improved with the modification, promoting an average increase of 2,25% in all configurations of weight and speed.

Thus, crossing this information with the analysis done for payback period, it would not be possible to recover the investment until the phase out of the aircraft. However, with all the results, it was concluded that this modification would be useful for the operation of Falcon 50.

Keywords: Falcon 50, Winglets, CFD, CAD, Payback Period

Índice

Índice de Figuras.....	xiii
Índice de Tabelas.....	xvii
Lista de Abreviaturas.....	xix
Glossário.....	xxi
Capítulo 1. Introdução.....	1
1.1 Contextualização.....	2
1.2 Âmbito, motivação e problemática	2
1.3 Objetivo e metodologia	3
1.4 Estrutura da dissertação	4
1.5 Enquadramento e limitações.....	5
Capítulo 2. Revisão de Literatura.....	7
2.1 Princípios básicos da aerodinâmica.....	8
2.1.1 Equilíbrio de forças em diversas situações de voo.....	8
2.1.2 Geração de sustentação	9
2.1.3 Tipos de resistência aerodinâmica.....	12
2.1.4 Métodos de redução dos efeitos dos vórtices de ponta de asa	14
2.1.5 Fatores que Afetam o <i>Design</i> e Análise de Performance dos winglets.....	17
2.2 Metodologias e <i>software</i> usados no <i>design</i> e análise de performance dos winglets.....	19
Capítulo 3. Análise da operação da aeronave Falcon 50	23
3.1 Considerações a ter no planeamento da missão.....	24
3.1.1 Cálculo da massa total da aeronave à decolagem	24
3.1.2 Altitudes, distâncias e consumo de combustível durante a missão	25
3.2 Dados de performance durante a subida	26
3.2.1 <i>Rate of Climb</i> (ROC).....	26
3.2.2 Representação gráfica do <i>Rate of Climb</i> (ROC)	27

Capítulo 4. Análise aerodinâmica da asa da aeronave Falcon 50	29
4.1 Modelação geométrica	30
4.1.1 Obtenção dos perfis da asa da aeronave	30
4.1.2 Modelação em CAD da asa da aeronave	31
4.1.3 Modelação em CAD dos winglets	33
4.2 Configuração do modelo computacional	34
4.2.1 Domínio computacional.....	34
4.2.2 Malha computacional	35
4.2.2.1 Discretização global.....	35
4.2.2.2 Refinamento local	36
4.2.2.3 Tratamento de parede	39
4.2.3 Modelo físico.....	40
4.2.3.1 Condições de voo	40
4.2.3.2 Modelo de turbulência e método de solução	41
4.3 Apresentação e análise dos resultados	43
4.3.1 Verificação do <i>Wall y+</i> pretendido	43
4.3.2 Distribuição de velocidade e de pressão	44
4.3.3 Vorticidade ao longo da esteira.....	47
4.3.4 Sustentação, resistência aerodinâmica e eficiência aerodinâmica	48
4.3.5 Convergência de resultados e independência de malha	49
4.4 Validação de resultados	52
Capítulo 5. Análise económica da implementação de <i>winglets</i>	55
5.1 Número de horas de voo.....	56
5.1.1 Horas de voo por modalidade de ação.....	56
5.2 Custos de operação da aeronave Falcon 50	58
5.3 Custo e tempo de implementação do kit	59
5.3.1 Manutenção após instalação do kit	60

5.4 Avaliação do tempo de retorno de investimento	61
5.4.1 Consumo de combustível após a modificação	61
5.4.1.1 Consumo de combustível durante a subida	61
5.4.1.2 Consumo de combustível em voo nivelado	62
5.4.2 Alcance da aeronave após instalação de winglets	63
5.4.2.1 Alcance da aeronave	63
5.4.3 Tempo estimado para recuperação de investimento	65
5.4.3.1 Combustível médio poupado com a modificação	65
5.4.3.2 Perspetiva futura para o preço de combustível	67
5.4.3.3 Período de Recuperação de Investimento, Taxa Interna de Rentabilidade e Valor Atual Líquido.....	68
5.4.3.4 Estimativa do Erro relativo	70
5.5 Análise e discussão dos resultados	71
Capítulo 6. Conclusões.....	73
6.1 Resultados finais.....	75
6.2 Recomendações	77
Referências Bibliográficas	79
Anexos	87

Índice de Figuras

Figura 1-1 Esquema representativo das fases da presente dissertação	4
Figura 2-1 a) Forças a que uma aeronave está sujeita em voo de nível (Brederode, 1997); b) Forças atuantes numa aeronave durante a subida (Brederode, 1997)	8
Figura 2-2 a) Escoamento em torno da superfície sustentadora; b) Evolução de C_p num perfil alar	10
Figura 2-3 Curva genérica correspondente à variação de CL em função do ângulo de ataque	11
Figura 2-4 Variação das resistências parasita e induzida em função da velocidade	12
Figura 2-5 Esquema resumo da constituição da resistência aerodinâmica	13
Figura 2-6 Representação do escoamento ao longo da asa	14
Figura 2-7 Representação do efeito do winglet nos vórtices de ponta de asa representados a vermelho.....	15
Figura 2-8 a) Direção do vento relativo na ponta da asa; b) Geração de sustentação por parte do winglet (Udris, 2017)	15
Figura 2-9 Parâmetros geométricos inerentes aos winglets.....	18
Figura 2-10 Representação gráfica da variação da massa adicional na aeronave perante a alteração da configuração do winglet	19
Figura 3-1 Figura auxiliar para o cálculo do ROC	26
.....	28
Figura 3-2 Gráfico de ROC em função da altitude tendo em consideração os abastecimentos de combustível: a) 32000 libras; b) <i>Low Feeder</i> ; c) <i>High Feeder</i>	28
Figura 4-1 Medidores laser utilizados para medição da asa da aeronave	30
Figura 4-2 a) Estrutura de medição com a face do volume de controlo representada a vermelho; b) Linha do referencial estabelecido para as medições da asa	31
Figura 4-3 Perfil da raiz da asa da aeronave Falcon 50 com 300 pontos.....	32
Figura 4-4 Projeto CAD da asa original: a) com vista de perspetiva (+x,+y,-z); b) vista de topo	32

Figura 4-5 Projeto CAD da asa modificada: a) com vista lateral do winglet; b) vista de topo.....	33
Figura 4-6 a) Volume semiesférico com células tetraédricas (Rideout, 2010); b) Domínio hexaédrico com células hexaédricas (Dedner, Nolte, Kloforn, & Ohlberger, 2010).....	34
Figura 4-7 Domínio computacional com representação das condições de fronteira usadas	35
Figura 4-8 Representação das camadas prismáticas aplicadas na fronteira de uma asa com células hexaédricas geradas pelo <i>Trimmed Cell Mesher</i> . Adaptado de Wu et al. (2014).....	36
.....	37
Figura 4-9 Representação do refinamento da malha no bordo de ataque, bordo de fuga, ponta da asa: a) original; b) com winglets.....	37
Figura 4-10 a) Representação do refinamento na esteira para as duas versões e nos vórtices de ponta de asa na versão original; b) Refinamento dos vórtices na extremidade do winglet	37
Figura 4-11 Volume de controlo em forma de <i>bullet</i> que envolve a asa da aeronave	38
Figura 4-12 a) Casos aplicáveis e não aplicáveis das funções de parede; b) Representação de uma função parede genérica com Y^+ ilustrado.....	39
.....	44
Figura 4-13 Distribuição de valores de y^+ ao longo da asa nas versões: a) original; b) modificada.....	44
Figura 4-14 Distribuição de velocidades em redor da raiz das asas em estudo: a) sem malha; b) com malha.....	45
Figura 4-15 Distribuição de velocidades no último perfil da envergadura da asa: a) sem winglets; b) com winglets.....	46
Figura 4-16 Representação da distribuição de pressão no extradorso (à esquerda) e no intradorso (à direita), na asa: a) original; b) com winglets.....	46
Figura 4-17 Vorticidade ao longo da esteira da asa: a) original; b) modificada	47

Figura 4-18 Representação dos resíduos resultantes da simulação da asa sem winglets, com um y^+ <i>target</i> de 50	49
Figura 4-19 Representação da convergência de resultados dos parâmetros de engenharia de interesse: a) coeficiente de sustentação; b) coeficiente de resistência	50
Figura 4-20 Representação dos valores obtidos de sustentação (a)) e resistência (b)) em função do número característico de cada malha	51
.....	52
Figura 4-21 Independência de malha nos valores de: a) coeficiente de sustentação; b) coeficiente de resistência	52
Figura 5-1 Apresentação das horas de voo atribuídas e executadas pela esquadra 504, entre 2013 e 2017	56
Figura 5-2 Gráfico circular com as percentagens das diferentes modalidades de ação dos anos 2013 (à esquerda) e 2014 (à direita)	57
Figura 5-3 Gráfico circular com as percentagens das diferentes modalidades de ação dos anos 2015, 2016 e 2017	58
Figura 5-4 Representação do combustível gasto em função do tempo de voo com e sem winglets, para um peso à decolagem de 32000 libras	62
Figura 5-5 Representação do consumo de combustível por hora da aeronave Falcon 50 com e sem winglets, em voo cruzeiro, na configuração de 32000 libras à decolagem	63
Figura 5-6 Representação do alcance em milhas náuticas por libra, em função do nível de voo, à velocidade 0.75M na configuração de 32000 libras à decolagem ...	64
Figura 5-7 Representação do alcance em milhas náuticas por hora, em função do nível de voo, à velocidade de 0.80M na configuração de 32000 libras à decolagem	65
Figura 5-8 Representação do histograma referente ao número de voos realizados (eixo das ordenadas) para cada duração de voo (eixo das abcissas)	66
Figura 5-9 Representação gráfica da evolução do preço: a) do petróleo e b) do combustível da aeronave, e respetivas médias.	68

Índice de Tabelas

Tabela 2-1 Capacidades dos programas computacionais escolhidos para análise e seriação	20
Tabela 3-1 Destinos mais comuns utilizados pela esquadra 504 durante os anos 2016 e 2017	25
Tabela 3-2 Distâncias em Milhas Náuticas (MN) a partir do AT1	25
Tabela 4-1 Representação da configuração utilizada no refinamento da malha.	38
Tabela 4-2 Apresentação das condições físicas presentes no voo simulado	41
Tabela 4-3 Representação da configuração física usada nas simulações CFD	42
Tabela 4-4 Resultados obtidos através das análises de mecânica de fluidos computacional	48
Tabela 4-5 Resultados obtidos dos parâmetros de engenharia de interesse, nos diferentes refinamentos de malha	51
Tabela 4-6 Representação dos resultados obtidos analiticamente e através da simulação computacional, assim como o desvio percentual entre ambos	53
Tabela 5-1 Custos associados à operação da aeronave Falcon 50, excluindo o combustível	59
Tabela 5-2 Custos associados ao consumo de combustível na aeronave Falcon 50 desde 2013 até 2017.....	59
Tabela 5-3 a) Inspeções adicionais à asa da aeronave, após a instalação do kit; b) Inspeções obrigatórias aos winglets após a sua implementação.....	60
Tabela 5-4 Representação dos consumos de combustível da aeronave modificada durante a subida, em comparação com a versão original.....	62
Tabela 5-5 Representação dos consumos de combustível da aeronave modificada em voo nivelado, em comparação com a versão original	63
Tabela 5-6 Representação da variação do alcance da aeronave modificada em relação à versão original, a 0.75 Mach	64
Tabela 5-7 Representação da variação do alcance da aeronave modificada em relação à versão original, a 0.80 Mach	65

Tabela 5-8 Média da taxa de subida da aeronave nas três configurações de massa total à decolagem	66
Tabela 5-9 Apresentação dos resultados obtidos no estudo relativo ao consumo de combustível durante a subida e o voo cruzeiro à velocidade de 0.75 Mach	67
Tabela 5-10 Resultados obtidos através do estudo de recuperação de investimento com outra estimativa do preço do barril de petróleo	71

Lista de Abreviaturas

AT1	Aeródromo de trânsito Nº1;
AIREV	Transporte de órgãos para transplante;
ALSO	Apoio aéreo logístico;
CAD	<i>Computed Aided Design</i> ;
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i> ;
EMFA	Estado Maior da Força Aérea;
FL	Flight Level (nível de voo)
HV	Horas de Voo;
IGES	<i>Initial Graphics Exchange Specification</i> ;
ISA	<i>International Standard Atmosphere</i> ;
LES	<i>Large Eddy Simulation</i> ;
LRC	<i>Long Range Cruise</i> ;
MN	Milhas Náuticas;
PMI	<i>Program Management Institute</i> ;
PRI	Período de Recuperação de Investimento;
RANS	<i>Reynolds-Averaged Navier-Stokes</i> ;
ROC	<i>Rate of Climb</i> ;
ROD	<i>Rate of Descend</i> ;
SI	Sistema Internacional;
TIR	Taxa interna de Retorno;
VAL	Valor Atualizado Líquido;
VIPLF	Transporte de Altas Entidades;
WCSA	<i>Winglet Cant-Sweep Angle</i> .

Glossário

1. **Long Range Cruise (LRC):** A uma altitude de 42 000', a aeronave voa a uma velocidade de 410 kts para voos de grande alcance (Dassault Aviation, 2014).
2. **Perfil aerodinâmico:** Superfície desenhada para gerar sustentação, através da passagem de escoamento de ar através da mesma (Crane, 1994).
3. **Intradorso:** Superfície inferior da asa de um avião (Moderno Dicionário da Língua Portuguesa, 1985)
4. **Extradorso:** Superfície exterior da asa de um avião (Moderno Dicionário da Língua Portuguesa, 1985)
5. **Bordo de ataque:** Extremidade do perfil, que primeiro “ataca” o escoamento (Brederode, 1997)
6. **Bordo de Fuga:** Extremidade posterior, por onde o escoamento “abandona” o perfil (Brederode, 1997)
7. **Centro de Pressões:** Ponto da corda onde se tem que colocar a força aerodinâmica para os sistemas serem equivalentes (Caetano, 2017)
8. **Ângulo de ataque:** Ângulo medido entre a corda e o vento relativo (Caetano, 2017)
9. **Skin friction:** Fricção entre um fluído e uma superfície de um sólido, que se move através dessa superfície (Merriam-Webster, 2017)
10. **Camada Limite:** À medida que o fluído se encontra mais afastado da parede vai adquirindo velocidades mais elevadas, até atingir a velocidade do escoamento exterior (Alves, 2016). A camada limite, está compreendida para as velocidades entre a parede e o escoamento exterior.
11. **Downwash:** Escoamento descente forçado por uma ação aerodinâmica na esteira da asa de uma aeronave (Crane, 1994)
12. **Eficiência aerodinâmica (L/D):** Medida de eficiência de uma superfície sustentadora, que consiste no quociente entre a sustentação e a resistência aerodinâmica total, para um determinado ângulo de ataque (Crane, 1994)

13. RANS (*Reynolds-averaged Navier Stokes*): São equações simplificadas com base no conhecimento acerca do escoamento turbulento que se pretende descrever (El Haddad & Gonzalez, 2016).

14. LES (*Large Eddy Simulation*): São simulações cujo princípio básico consiste em reduzir o custo computacional, ignorando as escalas de comprimento menores, através da escassa filtração das equações de Navier-Stokes (Gatski & Hussaini, 1996).

15. Método iterativo de Newton-Raphson: É um método que obtém sucessivamente as melhores aproximações para as raízes de uma função real (Ypma, 1995)

Capítulo 1. Introdução

No presente capítulo é feita uma contextualização do tema de dissertação. Perante o tópico do trabalho de investigação é apresentada uma motivação para a implementação de winglets na aeronave Falcon 50, da Força Aérea Portuguesa. Em seguida são estabelecidos os objetivos e a respetiva metodologia. Por fim, são apresentadas as várias fases da investigação e é descrito o conteúdo de cada capítulo.

1.1 Contextualização

A evolução tem sido uma constante no mundo em que vivemos, onde as tecnologias não param de nos surpreender e auxiliar nas mais diversas necessidades. A aviação é um excelente exemplo disso. Há cem anos as aeronaves eram feitas de tela e madeira, em que a máxima autonomia rondava alguns segundos. Hoje, somos transportados por máquinas sofisticadas com capacidade de carregar centenas de toneladas. Deste modo, torna-se essencial que os operadores se mantenham atualizados tecnologicamente, de modo a pouparem recursos e executar o seu *core business* com eficácia.

A Força Aérea Portuguesa tem por missão “cooperar, de forma integrada, na defesa militar da República, através da realização de operações aéreas, e na defesa aérea do espaço nacional” (EMFA, 2017). Dada a importância desta mesma missão, torna-se relevante executá-la da maneira mais eficaz possível. Um dos sistemas de armas que contribuem para o sucesso desta missão é a aeronave Marcel Dassault Falcon 50. Esta aeronave, possuidora de três motores, é capaz de percorrer cerca de 5500 quilómetros, segundo dados fornecidos pela instituição. Estando integrada na Esquadra 504 “Linces”, cuja missão passa por executar operações de transporte aéreo especial, “o fator distância e tempo são de grande importância, por vezes vital” (EMFA, 2017).

A esquadra 504, foi criada em 1985 aquando da aquisição de três Falcon 20, com o objetivo de fazer o transporte de altas entidades do Estado Português. Contudo, perante os destinos que eram solicitados à Esquadra, sentiu-se a necessidade de possuir máquinas com maior autonomia e alcance. No seguimento desta necessidade foram adquiridas três aeronaves Falcon 50.

1.2 Âmbito, motivação e problemática

O alcance e autonomia são características preponderantes na execução da missão de transporte aéreo especial. Como tal, torna-se fulcral que a aeronave Falcon 50 seja capaz de voar a maior distância e tempo possível. Deste modo, seria pertinente estudar um eventual melhoramento das capacidades da aeronave para que possa alargar o seu espetro de missão. Este melhoramento pode ser alcançado de diversas formas, como por exemplo a implementação de winglets. Os winglets são superfícies integradas nas pontas das asas, com o objetivo de diminuir os vórtices locais,

reduzindo a resistência aerodinâmica e aumentando o alcance e a autonomia. Deste modo, perante a inexistência de estudos de avaliação de impacto, torna-se relevante a elaboração de um trabalho de investigação, por forma a avaliar a viabilidade da modificação para a operação do Falcon 50.

Atualmente, estão disponíveis no mercado alguns kits compatíveis com a aeronave em estudo. Dentro do espectro de ofertas destaca-se aquela que é aconselhada pelo fabricante. Este kit de implementação de winglets resulta de uma parceria entre o fabricante da aeronave e a empresa *Aviation Partners Inc.*, especialista neste tipo de plataformas. Segundo dados publicados, a empresa afirma que após a instalação do kit a aeronave terá um aumento de 5% no seu alcance para uma velocidade cruzeiro de Mach 0,80. Segundo o fabricante, este aumento poderá ainda ser melhorado para 7%, isto é, de 5500 km para 5885 km, quando a aeronave opera em condições *Long Range Cruise (LRC)* (Dassault Aviation, 2014).

Deste modo, dada a relevância de uma análise de viabilidade para a Força Aérea Portuguesa, inerente a uma modificação que aumente o espectro de missão da aeronave Falcon 50, foi estabelecida a seguinte pergunta de partida:

“Em que medida é vantajosa a implementação de *winglets* na performance e economia de operação da aeronave Falcon 50 da Força Aérea Portuguesa?”

1.3 Objetivo e metodologia

As aeronaves, como qualquer sistema mecânico, possuem ciclos de vida limitados, pelo que, neste estudo tirar-se-ão conclusões acerca da rentabilidade da modificação, mediante o fim de vida útil da frota. No entanto, será também necessário avaliar as consequências que estes melhoramentos poderão provocar na performance da aeronave, nomeadamente no aumento de velocidade de cruzeiro, na diminuição do consumo específico de combustível e aumento de alcance.

Perante a problemática apresentada, a presente dissertação pretende testar a implementação do kit disponível no mercado, já referido no ponto 1.2. No sentido de responder à pergunta de partida, bem como alcançar os objetivos pretendidos, foi elaborado a seguinte sequência:

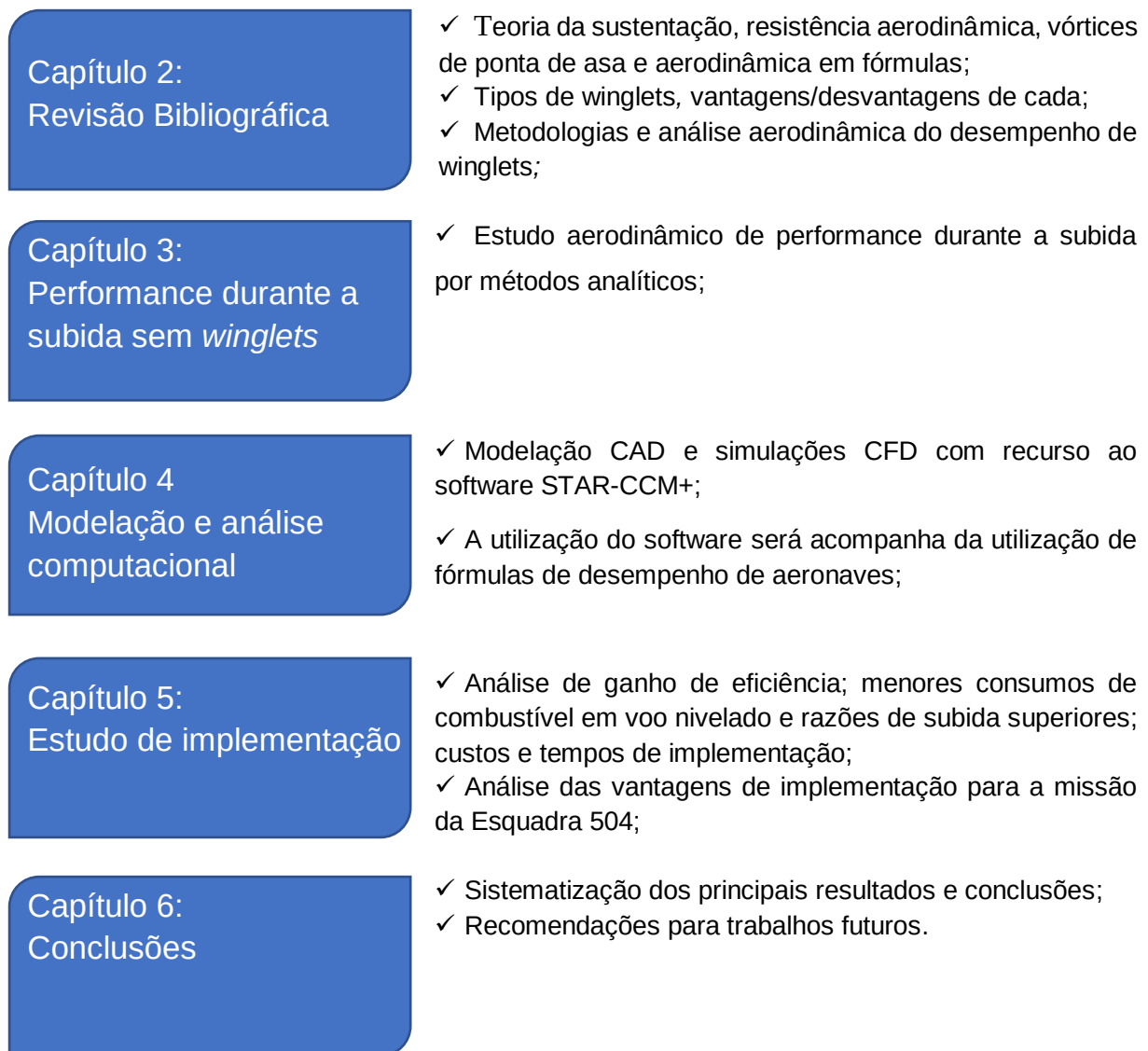


Figura 1-1 Esquema representativo das fases da presente dissertação

1.4 Estrutura da dissertação

No segundo capítulo, é apresentada a revisão bibliográfica que constitui o pilar teórico deste trabalho de investigação. A teoria está assente essencialmente nos princípios aerodinâmicos gerais, como a sustentação, resistência aerodinâmica e vórtices de ponta de asa. São ainda explorados vários tipos de winglets, bem como suas vantagens e desvantagens.

No terceiro capítulo, é feita uma análise preliminar relativamente à performance atual da aeronave durante a fase de subida, através do tratamento de dados disponíveis no manual de operação.

No quarto capítulo, é desenvolvida a modelação e análise computacional das asas em estudo. Para isso, é usado um software de análise de mecânica de fluidos (CFD) com capacidade de modelação (CAD) integrada.

No quinto capítulo, é feito um estudo relativo à implementação do kit proposto. Isto é, são apresentadas as vantagens e desvantagens presentes na aquisição desta modificação, quer em termos aerodinâmicos quer em termos financeiros e ainda na relação entre eles.

No sexto capítulo, são apresentadas as conclusões do trabalho realizado, bem como as recomendações para trabalhos futuros.

1.5 Enquadramento e limitações

A presente dissertação pretende estudar a implementação de winglets na aeronave Falcon 50, com vista a melhorar a sua performance e minimizar o custo da sua operação. Desta forma, exclui-se como matéria de interesse os restantes mecanismos e formas para obtenção destes mesmos requerimentos.

Os winglets são estruturas de *design* complexo, em que uma alteração na sua configuração poderá alterar a performance da aeronave. Por este motivo, não se pretende otimizar o design de winglets aplicáveis na aeronave Falcon 50. Neste estudo irá ser analisado o kit já disponível no mercado, fabricado pela empresa *Aviation Partners Inc.*

As análises em mecânica de fluidos computacional que serão realizadas, terão como objetivo a validação de resultados analíticos calculados através dos manuais de performance da aeronave. Deste modo, apenas serão realizadas análises em linha de voo, para a velocidade e altitude cruzeiro operadas pela aeronave.

A análise dos manuais de performance com e sem winglets, irão incidir apenas nas fases de subida e voo nivelado. O motivo pelo qual é excluída a descida, deve-se à pequena percentagem despendida do tempo total em voo nessa fase. Adicionalmente, também se pode destacar o facto da quantidade de combustível gasto ser desprezável, quando comparado com as restantes fases de voo. Desta análise deverão resultar dados referentes às melhorias de alcance, consumo de combustível e tempo de subida.

Capítulo 2. Revisão de Literatura

No presente capítulo, são recolhidos e analisados os conceitos teóricos basilares para a compreensão do tema da presente dissertação. Inicia-se com a apresentação dos conceitos gerais de aerodinâmica. Posteriormente, são analisados conceitos aerodinâmicos específicos dos winglets, bem como os fatores que influenciam a sua performance. Por fim, são comparadas algumas plataformas computacionais a fim de identificar a que melhor se adequa à dissertação, com base nas suas capacidades.

2.1 Princípios básicos da aerodinâmica

Na presente secção apresentam-se conceitos de aerodinâmica que serão necessários nos capítulos seguintes. Estes conceitos permitirão a análise da performance dos winglets na aeronave em estudo.

2.1.1 Equilíbrio de forças em diversas situações de voo

Comecemos por considerar a situação de voo mais simples, ou seja, quando a aeronave se encontra em voo de nível e a velocidade constante. Para isso, analisaremos agora a Figura 2-1 a).

Como podemos observar, o peso da aeronave, ou *Weight* (W), é igualado em magnitude pela sustentação. A Sustentação, ou *Lift* (L), é, por definição, a componente da força aerodinâmica perpendicular à velocidade segundo a trajetória U_{Traj} (Brederode, 1997). No ponto seguinte, irão ser abordados os diferentes tipos de resistência aerodinâmica, ou *Drag* (D), que se opõe à força propulsiva, ou Thrust (T), da aeronave e, conseqüentemente, ao seu deslocamento.

Quando a aeronave se encontra em linha de voo, o equilíbrio de forças a que a mesma está sujeita é dado por:

$$\begin{cases} L = W \\ T = D \end{cases} \quad (2.1)$$

Estas igualdades serão importantes para os cálculos a efetuar mais a frente na presente dissertação. Tomando agora como referência a Figura 2-1 b), analisaremos o equilíbrio de forças durante o voo retilíneo ascensional estabilizado.

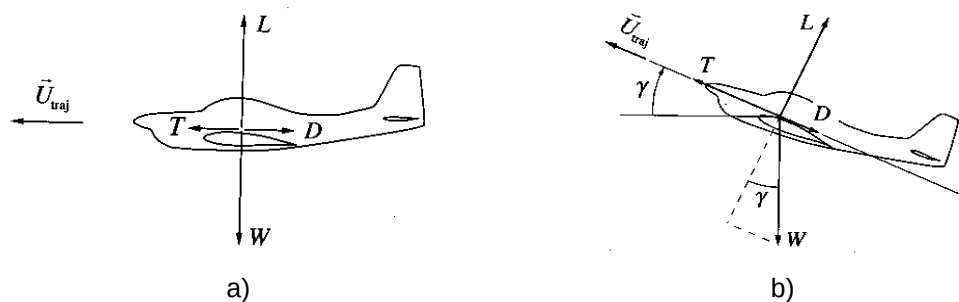


Figura 2-1 a) Forças a que uma aeronave está sujeita em voo de nível (Brederode, 1997); b) Forças atuantes numa aeronave durante a subida (Brederode, 1997)

Durante a subida, a aeronave descreve uma trajetória com um ângulo em relação ao plano horizontal, que denominamos por ângulo de trajetória (γ). Assim, por esta razão, teremos uma alteração nas equações que traduzem a subida. Isto porque a sustentação terá que igualar a componente do peso perpendicular ao deslocamento e a força propulsiva terá que cancelar a resistência e a componente longitudinal do peso. Desta condição de voo resultam então as seguintes relações de equilíbrio:

$$\begin{cases} L = W \cos \gamma \\ T = D + W \sin \gamma \end{cases} \quad (2.2)$$

2.1.2 Geração de sustentação

A sustentação aerodinâmica é gerada por um diferencial de velocidade entre um corpo e um fluido, sendo que pelo menos um deles terá que estar obrigatoriamente em movimento.

Deste modo, a geração de sustentação é dependente de uma superfície sustentadora, denominada por perfil alar, e do escoamento de ar que passa através da mesma (Hall, 2015). O movimento relativo entre o perfil alar e o escoamento provoca alterações no escoamento que contorna o intradorso e o extradorso do perfil. As diferentes velocidades acima e abaixo do perfil refletem-se, por Bernoulli, em diferentes pressões. Esta diferença de pressões irá fazer com que o escoamento que atravessa o intradorso faça elevar a superfície sustentadora. O princípio de Bernoulli explica a relação entre as energias cinética e potencial no ar ao escoar sobre a superfície sustentadora.

A energia potencial do ar está diretamente relacionada com a pressão a que o mesmo está sujeito, já a energia cinética é condicionada pela velocidade a que o mesmo se desloca. A energia total é dada pela soma das duas energias, a potencial e a cinética. Deste modo, a partir do princípio de Bernoulli podemos afirmar que se a energia total do ar se mantiver constante, o aumento da velocidade de escoamento irá provocar uma diminuição de pressão (Bernoulli, 1738). Esta consequência física pode ser experienciada pela seguinte expressão matemática:

$$\frac{\rho \cdot V^2}{2} + P + \rho \cdot g \cdot h = \text{constante} \quad (2.3)$$

Vejamos agora, através da Figura 2-2 a) e b), como se comporta o escoamento de ar em torno de uma superfície sustentadora.

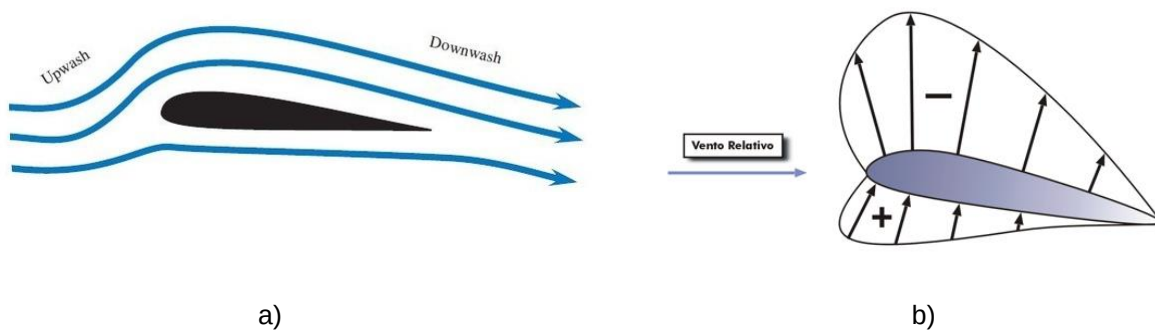


Figura 2-2 a) Escoamento em torno da superfície sustentadora; b) Evolução de C_p num perfil alar (Caetano, 2017)

Se observarmos a Figura anterior, tendo em conta o princípio de Bernoulli, podemos afirmar que haverá uma diminuição da pressão no extradorso, uma vez que a velocidade tende a aumentar do bordo de ataque para o bordo de fuga (Chen, 2000). Pelo contrário, no intradorso verifica-se uma diminuição da velocidade que provocará um aumento de pressão. Este diferencial de pressões em torno da asa, dará origem à sustentação aerodinâmica.

Desta forma, sabendo que a força de sustentação é originada por uma diferença de pressões entre o intradorso e o extradorso, analisaremos uma evolução típica do coeficiente de pressões (C_p) de um perfil alar. A Figura 2-2 b), é exemplificativa deste fenómeno, nomeadamente através da representação dos vetores que nos permitem saber a intensidade e sentido da pressão num determinado ponto do perfil. No extradorso, o gradiente de pressão favorável é muito intenso e ocorre ao longo de uma distância pequena, diminuindo a pressão desde o ponto onde o C_p é máximo, que corresponde ao ponto onde $\frac{\partial p}{\partial s}$ é máximo, até ao valor mínimo que ocorre no pico de sucção. Já no intradorso, apesar do gradiente de pressão ser geralmente favorável, é menos intenso que no extradorso como é possível constatar através dos vetores.

Tendo explorado o processo físico que gera a força de sustentação, resta agora percebermos como a calculamos:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S \quad (2.4)$$

L – Sustentação

ρ - Densidade do ar (Kg/m^3)

V – Velocidade (m/s)

C_L – Coeficiente de sustentação

S – Superfície Alar (m^2)

A expressão 2.4, permite-nos tecer algumas considerações relativas aos parâmetros que influenciam a sustentação. Através da observação direta concluímos que, variando a massa específica, a velocidade e a superfície alar iremos também variar a magnitude da força gerada. No entanto existem ainda dois parâmetros que podemos destacar: a forma do corpo e o ângulo de ataque (AoA). Estes parâmetros estão relacionados com o coeficiente de sustentação (C_L), que é adimensional.

Como podemos verificar na Figura 2-3, o C_L aumenta linearmente com o aumento do ângulo de ataque até ao seu valor máximo. Este momento corresponde ao limite da capacidade da aeronave gerar sustentação, ou seja, quando ocorre a perda. Deste modo, este gráfico torna-se útil para estudar o desempenho de uma aeronave, sendo possível calcular valores como: o ângulo de ataque máximo e a velocidade de perda (V_s). Contudo, a velocidade de perda não é possível obter por observação direta da curva, é necessário recorrer à seguinte expressão:

$$V_s = \sqrt{\frac{L}{\rho C_{L\text{máx}} S}} \quad (2.5)$$

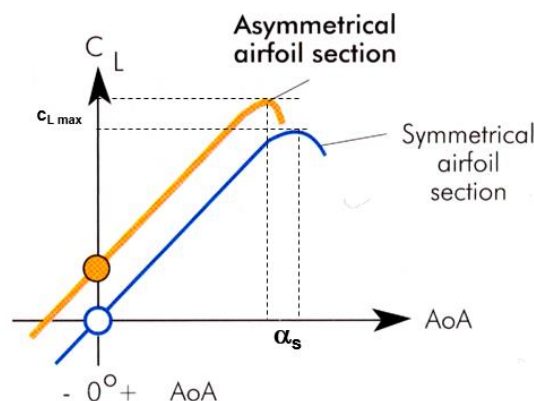


Figura 2-3 Curva genérica correspondente à variação de C_L em função do ângulo de ataque (Caetano, 2017)

2.1.3 Tipos de resistência aerodinâmica

A resistência aerodinâmica de uma aeronave consiste na soma de todas as forças que atuam no sentido contrário ao movimento (Crane, 1994). Esta força que resiste ao avanço é composta por duas componentes: a resistência parasita, que é produzida por três fatores independentes da sustentação numa asa, e a induzida, resultante da geração de sustentação.

A Figura 2-4 representa a variação da resistência parasita com o aumento de velocidade. Como se pode verificar, a baixas velocidades, quando o ângulo de ataque e a sustentação são elevados, a resistência parasita é baixa.

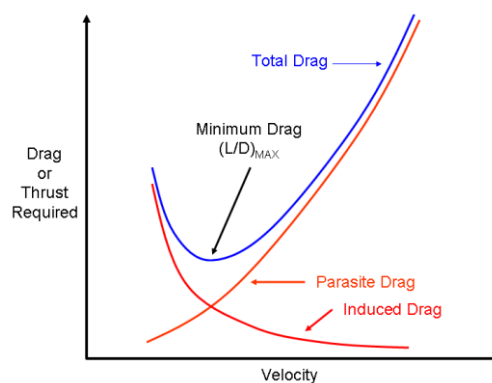


Figura 2-4 Variação das resistências parasita e induzida em função da velocidade (Sez, 2014)

Existem três fatores que constituem a resistência parasita. A resistência ao avanço causada pelo perfil, que é gerada pela *skin friction*, está presente na superfície sustentadora, independe da geração de sustentação (Crane, 1994). A forma do corpo é a componente da resistência parasita, que é causada pela interação entre o escoamento e o objeto. Por último, a resistência de interferência é a componente da resistência parasita resultante da interceção entre as diversas camadas limites que se estabelecem na aeronave (Alves, 2016).

A resistência induzida surge como consequência da sustentação produzida pelas asas e ocorre na ponta das mesmas, sendo responsável por aproximadamente 30% da resistência total em voo, podendo chegar aos 50% em condições de elevada sustentação (Ceron-Muñoz, 2005), i.e., ângulo de ataque elevado. De acordo a secção 2.1.2, uma asa produz sustentação devido à diferença de pressões entre o intradorso e o extradorso. Tendo o intradorso pressões superiores, o escoamento tenderá a deslocar-se no sentido das altas para as baixas pressões, ou seja, do intradorso para o extradorso. Como consequência, dado que a asa não é infinita, o

escoamento terá tendência a subir pela ponta da asa originando vórtices nesse local (Maughmer, 2002). O *downwash*, oriundo dos vórtices, é prejudicial à performance em voo, uma vez que vai perturbar o escoamento ao longo das asas e gerar resistência aerodinâmica.

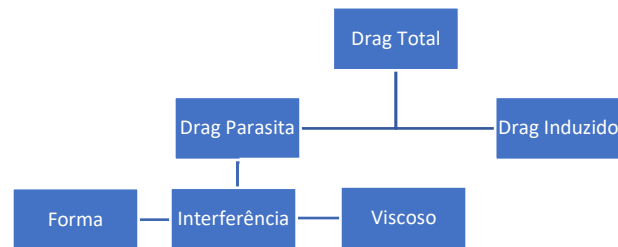


Figura 2-5 Esquema resumo da constituição da resistência aerodinâmica

Desta forma, a resistência induzida é afetada pelo ângulo de ataque, tal como a sustentação, que aumenta com a diminuição da velocidade. A resistência parasita, pelo contrário, aumenta com o aumento da velocidade. A resistência total (D) é a soma das duas resistências, sendo que será mínimo no ponto em que as resistências parasita e induzida são iguais.

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D S \quad (2.6)$$

$$D = D_0 + D_i \Leftrightarrow D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{Di} S + \frac{1}{2} \rho V^2 C_{D0} S \quad (2.7)$$

D – Resistência aerodinâmica total

ρ - Densidade do ar (Kg/m^3)

V – Velocidade (m/s)

C_{Di} – Coeficiente de resistência induzida

C_{D0} – Coeficiente de resistência parasita

S – Superfície Alar (m^2)

Se analisamos a Figura 2-6 e conferindo as expressões 2.3 e 2.4, podemos verificar que a resistência induzida diminui com o aumento da velocidade e com a diminuição do ângulo de ataque (AoA). Por sua vez, esta diminuição do AoA corresponde a uma diminuição da geração de sustentação. Note-se que, para o ângulo de ataque que resulte na máxima eficiência aerodinâmica, as resistências parasita e induzida são iguais. Deste modo, verificamos uma diminuição da resistência aerodinâmica total até este ponto, seguido de um suave aumento influenciado pelo regime subsônico. Quando a aeronave entra em regime transônico, verificamos um aumento significativo

da resistência aerodinâmica total, originado pela formação de ondas de choque em zonas pontuais da superfície (Crane, 1994).

2.1.4 Métodos de redução dos efeitos dos vórtices de ponta de asa

Uma aeronave em voo, produz um diferencial de pressão entre o intradorso e o extradorso, dando origem a vórtices na ponta das asas. Como consequência deste fenômeno, assistimos a um incremento da energia cinética de rotação do escoamento na extremidade da asa.

Como podemos observar pela Figura 2-6, a distribuição de pressões produz uma esteira provocada pelos vórtices de ponta de asa. Whitcomb em (1976), concluiu que ao aumentar a razão de aspecto da asa, os vórtices originados na sua ponta reduziriam significativamente. Contudo, esta modificação estrutural exige um aumento da envergadura, que não é praticável na maioria dos casos.

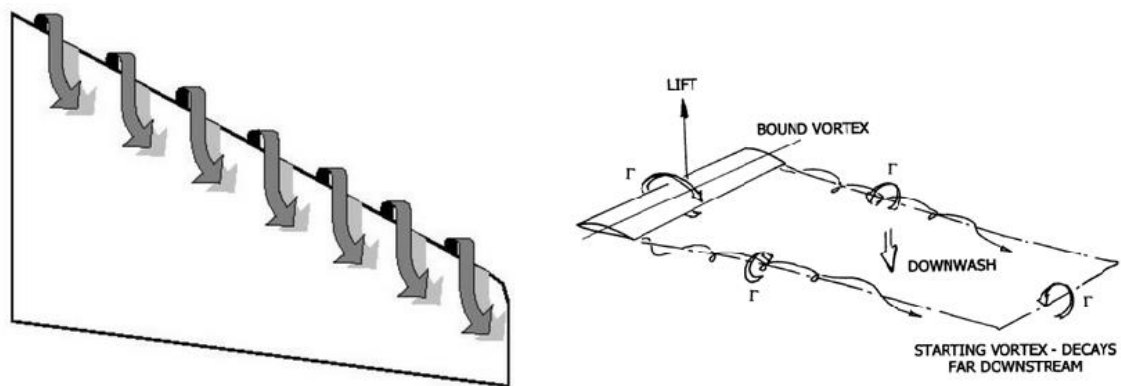


Figura 2-6 Representação do escoamento ao longo da asa (Aviation, 2017) e dos vórtices de ponta de asa (Maughmer, 2002)

Desta forma, Whitcomb que algumas modificações na ponta das asas poderiam dissipar os vórtices em relação ao eixo longitudinal da aeronave e reduzir a sua intensidade (Kravchenco, 1996). A instalação de tanques de combustível na ponta das asas, por exemplo, permitia um escoamento ordenado nessa região, diminuindo a vorticidade. Outra modificação possível, originada nos primeiros estudos de Whitcomb é a utilização de *fences* (Bargsten & Gibson, 2011). As *fences* são superfícies finas instaladas à volta do perfil da asa, paralelas à deslocação do escoamento, impedindo que o mesmo circule ao longo da envergadura. Por último surgem os winglets, representados na Figura 2-7, que poderão melhorar a eficiência da asa em 9% e reduzir a resistência induzida em 20% (Whitcomb, 1976). Perante estes dados, os

winglets são a superfície mais eficiente usada para a redução do efeito dos vórtices, até hoje estudada (Roche & Palffy, 1996).

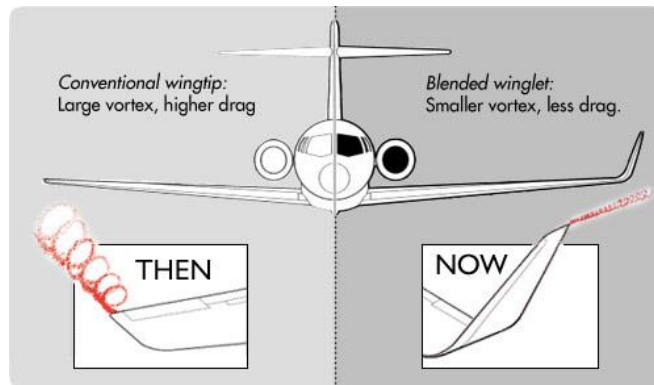


Figura 2-7 Representação do efeito do winglet nos vórtices de ponta de asa representados a vermelho (The Flying Engineer, 2017)

O principal objetivo do winglet é reduzir resistência aerodinâmica causada pelos vórtices de ponta de asa. Estas superfícies funcionam como uma pequena asa que gera sustentação no sentido oposto ao vento relativo (Mortara & Maughmer, 1993). Contudo, o vento relativo na extremidade da asa não é exatamente perpendicular ao movimento da aeronave, dada a existência de vórtices, como podemos verificar na Figura 2-8 a). Assim, pela decomposição de vetores e analisando a Figura 2-8 b), verificamos que a sustentação gerada pelos winglets irá opor-se à resistência resultante dos vórtices. Importa ainda salientar que todas as asas são passíveis de ser melhoradas através desta modificação e que a sua eficiência depende exclusivamente da qualidade do projeto (Maughmer, 2002).

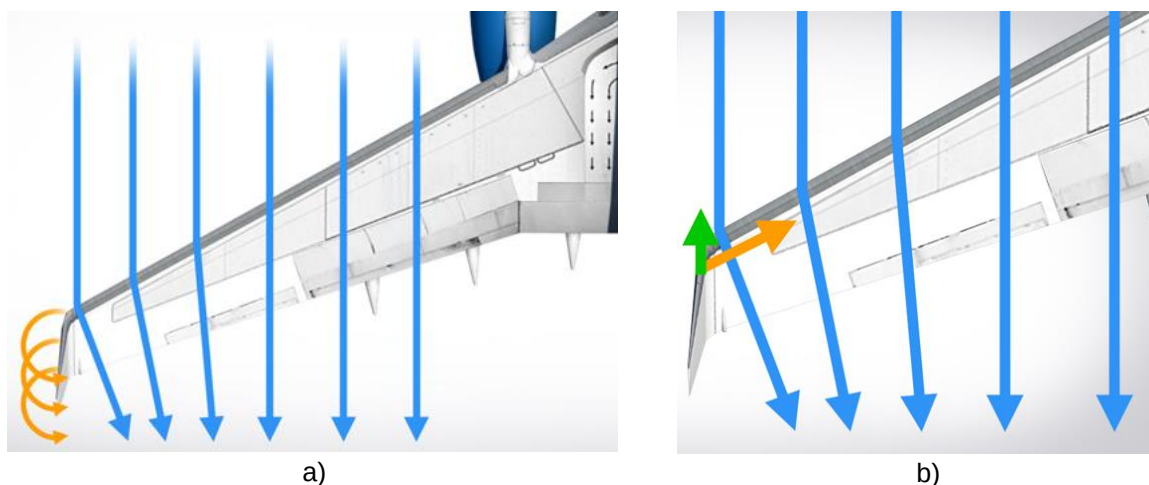


Figura 2-8 a) Direção do vento relativo na ponta da asa; b) Geração de sustentação por parte do winglet (Udris, 2017)

Os melhoramentos resultantes da implementação destas superfícies na asa, não se limitam à redução da resistência induzida. Como já vimos, o escoamento ao longo da envergadura diminui, o que faz diminuir a velocidade de *downwash*, resultando por sua vez, num aumento do ângulo de ataque na zona dos *aileron*s. Assim, com o escoamento melhorado na ponta da asa e com o aumento do ângulo de ataque na zona dos *aileron*s, faz com que a sua efetividade seja consideravelmente superior. Este resultado torna-se benéfico, na medida em que é necessária uma menor deflexão da superfície de controlo para o mesmo ângulo de pranchamento, o que induz menos resistência aerodinâmica. Contudo, é necessário ter em consideração que o ângulo de ataque efetivo aumenta, o que faz com que a asa entre em perda mais cedo.

Um fator a ter em consideração perante uma modificação na estrutura de uma aeronave, é a sua estabilidade. Neste sentido, foram realizados testes de maneira a estudar a influência dos *winglets*, numa aeronave ligeira monomotor, não especificada no estudo. Os pilotos de teste consideraram esta modificação benéfica nas manobras em voo cruzeiro, durante a aproximação ao aeródromo e em situação de perda (Holmes et al.,1980). Adicionalmente, foi constatado um aumento significativo nos parâmetros relativos à performance da aeronave. A eficiência aerodinâmica aumentou 11%, a velocidade cruzeiro aumentou 8 *knots* (kts), a razão de subida obteve um aumento de 6% e o consumo de combustível reduziu quase 3%, comparando com a mesma asa sem a modificação.

O elevado consumo de combustível tem sido uma constante preocupação para os operadores das aeronaves, quer por razões económicas quer ambientais. Esta preocupação serviu de motivação para o surgimento de estudos com o objetivo de melhorar a eficiência da aeronave. Whitcomb e Kirk, no seu estudo em (1995), criaram um mecanismo para as aeronaves Boeing 727, com o objetivo de aumentar a eficiência no consumo de combustível, proporcionando um meio de redistribuir as cargas adicionais criadas pelos *winglets*. Desta maneira, é necessário estudar cada caso individualmente e procurar minimizar estas cargas, de modo a obter o maior proveito da modificação. Contudo, os *winglets* por si só poderão contribuir para a redução do consumo de combustível. De facto, esta tecnologia promove em média, entre 4% e 6% de redução do consumo de combustível (Lockney, 2017).

2.1.5 Fatores que Afetam o *Design* e Análise de Performance dos winglets

A eficiência do winglet depende diretamente da qualidade do seu *design*, embora não exista um projeto genérico ideal (Cosin et al., 2010). Isto é, existem várias alternativas para cada asa, sendo necessário estudar a opção mais eficiente. Em virtude de se fazer esta comparação, é necessário ter em consideração alguns fatores, e.g., a envergadura da asa não deve ser alterada, uma vez que o seu aumento provocará uma diminuição quadrática da resistência aerodinâmica induzida, alterando os resultados experimentais (Anderson J. D., 2007). Outro aspeto a ter em consideração são os fatores que influenciam a eficiência do winglet: o ângulo que este toma em relação à asa, o seu comprimento, o tipo de superfície e perfil aerodinâmico.

O efeito do ângulo de inclinação do winglet em relação à asa, Winglet Cant-Sweep Angle (WCSA), foi estudado e publicado pelo *Journal of Robotics and Mechanical Engineering Research*. Esta investigação, teve por objetivo estudar a performance de winglets a 30° (WCSA-30-00) e a 45° (WCSA-45-00), comparando-os com o original (WCSA-00-00), para diferentes ângulos de ataque. Os parâmetros de performance analisados passaram pelos valores de CL, CD e L/D. A metodologia usada para o design e análise auxiliou-se em dois softwares: Gambit e Fluent, respetivamente. Deste modo, após a conceção e análise do perfil e respetivos winglets, concluiu-se que as duas asas modificadas possuíam valores de sustentação entre os 5% e os 12% superiores aos da asa original. Em relação à resistência aerodinâmica total, a asa WCSA-45-00 demonstrou ser a mais eficiente das três, com valores entre os 1,5% e o 3,5% inferiores à asa sem winglets. A eficiência aerodinâmica das asas com winglets revelou ser superior à asa sem esta superfície, como seria espectável. De facto, a asa WCSA-45-00, apresentou valores entre os 9% e os 11% superiores em relação aos da asa menos eficaz (Abdelghany et al., 2016). Através deste estudo, é possível então concluir que com o aumento do WCSA até 45°, verifica-se uma melhoria na performance da aeronave para os parâmetros estudados.

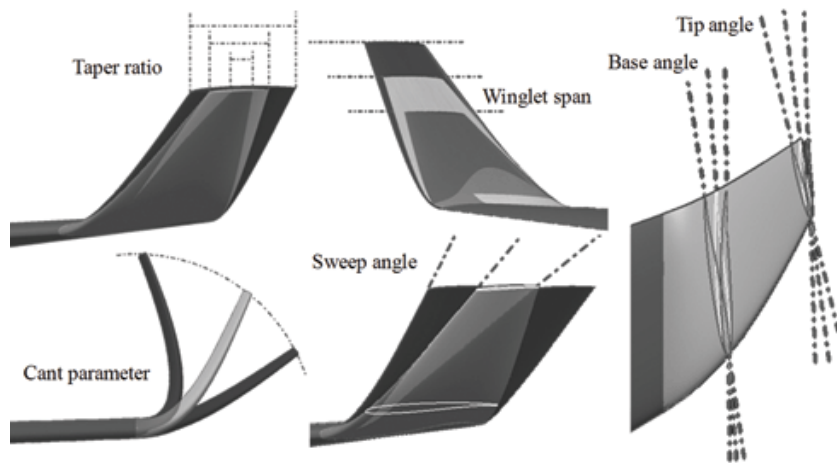


Figura 2-9 Parâmetros geométricos inerentes aos winglets (Cella & Romano, 2009)

Não obstante, é possível estudar a eficiência dos winglets fazendo variar outros fatores que não o WCSA. De facto, Khosravi e Zingg elaboraram uma pesquisa neste sentido, fazendo variar a forma e a instalação destas superfícies mantendo o ângulo WCSA fixo. Este estudo foi realizado com base na aeronave *Boeing 737 NG* com três configurações diferentes: *winglet-up*, *winglet-down* e a asa convencional (sem winglet). O objetivo consistia em determinar a configuração mais eficiente, em diferentes condições de voo. As duas asas modificadas com as superfícies minimizadoras de resistência revelaram ser em todas as circunstâncias mais eficientes do que a asa convencional. Fazendo uma análise comparativa, concluiu-se que a asa *winglet-down* promove maior redução da resistência aerodinâmica induzida, na ordem dos 2%, ao passo que com winglets orientados para cima apenas reduziu 1,1%. Outra conclusão a retirar deste estudo é o facto das asas modificadas se revelarem mais eficientes em subidas a baixa velocidade (Khosravi & Zingg, 2017).

A massa adicional que o winglet introduz na asa é outro fator a ter em consideração quando se pretende estudar a sua eficiência. Isto porque, ao serem instaladas superfícies deste tipo na aeronave a massa aumenta, sujeitando a asa a forças superiores. Deste modo, para que a aeronave opere com as mesmas condições de segurança, torna-se necessário reforçar a estrutura da asa, que aumenta uma vez mais o peso da aeronave. Na modificação da aeronave *Boeing 737 NG*, e.g., foi reportado um aumento de 300 lb em 91 300 lb de massa total da aeronave, sendo 75% da responsabilidade do winglet instalado (McLean, 2005). As massas dos winglets e dos reforços estruturais da asa variam, naturalmente, com a configuração do winglet, como podemos verificar pela Figura 2-10.

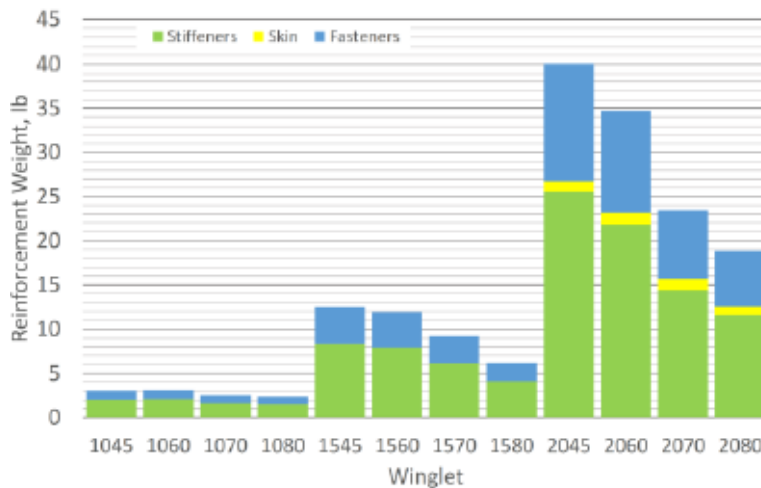


Figura 2-10 Representação gráfica da variação da massa adicional na aeronave perante a alteração da configuração do winglet (El Haddad & Gonzalez, 2016)

De forma a obtermos mais informação sobre os impactos negativos inerentes aos winglets, foi realizada uma investigação com o objetivo de estudar a influência do ângulo WCSA e da envergadura da superfície na aeronave (Takenaka et al. 2008). O design ideal que conduz à maximização da performance dos winglets, compreende a relação de quatro fatores: resistência parasita, resistência induzida, massa adicionada à aeronave e momentos de torção na asa. Isto porque, aumentando a envergadura do winglet reduzimos a resistência aerodinâmica induzida, porém aumentamos a resistência parasita e os momentos de torção na asa. Por outro lado, ao aumentar o ângulo WCSA irá provocar uma redução dos momentos de torção na asa e quantidade de massa adicionada, embora aumente a resistência parasita.

2.2 Metodologias e software usados no design e análise de performance dos winglets

A qualidade do projeto de uma superfície aerodinâmica depende de vários fatores, mediante o objetivo que pretendemos alcançar. Atualmente, com a constante busca pelo design ideal, têm sido desenvolvidos processos automáticos através de algoritmos, com o objetivo de minimizar o tempo de conceção do projeto (Esteco, 2017).

Na presente dissertação pretende-se elaborar um projeto da asa e do winglet da aeronave em *Computer Aided Design* (CAD) e simulá-lo em condições cruzeiro

através de um software *Computational Fluids Dynamics* (CFD), capaz de fazer a computação das equações de Navier-Stokes.

O desenho da estrutura que pretendemos analisar é uma etapa preponderante no resultado final da análise, uma vez que a validade da mesma depende diretamente da qualidade do CAD. Por esta razão, será escolhido um único software com a capacidade CAD e análise CFD simultaneamente. Desta forma, obtém-se compatibilidade direta entre o ficheiro CAD e o software de simulação. Perante estes requisitos foram destacados para análise três programas computacionais: o SolidWorks, o STAR CCM+ e o ANSYS Fluent. Como poderemos ver na Tabela 2-1, as capacidades físicas dos três programas são semelhantes, pelo que é necessário analisar outros parâmetros como: o peso computacional, tempo requerido para cada simulação e grau de precisão dos resultados.

Tabela 2-1 Capacidades dos programas computacionais escolhidos para análise e serialização

Programas		SolidWorks	STAR CCM+	ANSYS Fluent
Capacidade CAD		✓	✓	✓
Análise CFD	2D	✓	✓	✓
	3D	✓	✓	✓
Regime Viscoso	Laminar	✓	✓	✓
	Turbulento	✓	✓	✓
Material	Gás	✓	✓	✓
	Líquido	✓	✓	✓
	Sólido	✓	✓	✓
Escoamento	Subsónico	✓	✓	✓
	Transónico	✓	✓	✓
	Supersónico	✓	✓	✓
Equação de estado	Real	✓	✓	✓
	Ideal	✓	✓	x

O programa SolidWorks foi produzido inicialmente para elaboração de projetos CAD, pelo que garante maior precisão nessa etapa do estudo (SolidWorks, 2017). Contudo, nas simulações CFD esta ferramenta é menos precisa necessitando de menos tempo e peso computacional, quando comparada com os restantes softwares. O STAR CCM+ possui o pior desempenho na conceção do projeto CAD, contudo demonstra

maior fiabilidade na obtenção de resultados, potenciado pela exatidão requerida na configuração física do problema (Siemens, 2017). O programa ANSYS Fluent, apesar de preciso, faz uso de métodos estatísticos, e.g., o método iterativo de Newton-Raphson, que limita a robustez dos resultados. Fazendo uma análise comparativa entre os três programas apresentados, concluímos que apesar do STAR CCM+ ser a ferramenta mais limitada na produção CAD, oferece os resultados mais robustos e precisos. Desta forma, sendo o grau de precisão o principal requerimento para a escolha do software a utilizar na presente dissertação, optou-se pelo STAR CCM+ na versão 8.04.007.

Capítulo 3. Análise da operação da aeronave Falcon 50

Neste capítulo são recolhidos, tratados e analisados dados de performance da aeronave Falcon 50. Pretende-se estudar a performance da aeronave durante a fase de subida para diferentes níveis de voo, tipo de abastecimento, temperaturas, velocidades e destinos. Para cada estudo são explicados todos os cálculos elaborados e apresentados sob a forma de gráfico. Seguidamente, os gráficos são analisados e comparados entre si.

3.1 Considerações a ter no planeamento da missão

O planeamento de uma missão operacional obriga o cumprimento de vários requisitos. Como tal, ao longo deste capítulo serão demonstrados alguns procedimentos operacionais utilizados pela esquadra 504.

3.1.1 Cálculo da massa total da aeronave à descolagem

A aeronave Falcon 50 possui um peso básico de 22 000 libras em que está incluído a massa estrutural da aeronave, a massa de três tripulantes e ainda a massa dos óleos (Dassault Aviation, 2014). O peso básico da aeronave, constitui o ponto de partida para o cálculo da massa total à descolagem.

$\text{Massa estrutural da aeronave} + \text{massa 3 tripulantes} + \text{massa dos óleos} = 22\,000 \text{ lbs}$

Um fator relevante a considerar no cálculo da massa à descolagem é o número de passageiros a bordo, tendo em conta a capacidade máxima da aeronave que não pode exceder os 12 elementos. Nesta parcela de cálculo considera-se que cada passageiro possui uma massa de 200 libras, sendo que a respetiva bagagem é pesada individualmente.

O tipo de abastecimento que é feito também irá influenciar a massa total à descolagem. A esquadra 504 realiza três tipos de abastecimento consoante o destino de cada missão. Na Tabela 3-1 encontram-se os destinos onde a esquadra mais operou durante os anos 2016 e 2017, agrupados consoante a distância a que se encontram do Aeródromo de Trânsito Nº 1 (AT1), em Figo Maduro. Desta forma, dependendo do destino da missão, os abastecimentos possíveis de realizar são os seguintes:

- 10 000 libras: Portugal continental
- 13 300 libras (*Low Feeder*): arquipélago da Madeira
- 15 500 libras (*High Feeder*): estrangeiro e arquipélago dos Açores

Tabela 3-1 Destinos mais comuns utilizados pela esquadra 504 durante os anos 2016 e 2017 (Valente, Operação da aeronave Falcon 50, 2017)

Portugal continental	Arquipélago da Madeira	Estrangeiro e Arquipélago dos Açores
Porto	Funchal	Bruxelas
Algarve	Porto Santo	Lajes
Beja		São Miguel
Bragança		Horta

3.1.2 Altitudes, distâncias e consumo de combustível durante a missão

As altitudes em rota dependem de fatores como: a meteorologia, o tráfego, o peso à decolagem e o tempo total de voo. No entanto, é possível destacar um padrão de operação situado entre os níveis de voo (FL) FL350 e FL390 (Valente, 2017).

As distâncias para o destino da missão dependem diretamente da rota que é planeada. No entanto, para o presente estudo considera-se que as rotas são linhas retas que unem o local de partida (AT1) e os destinos. Com base nesta hipótese, as distâncias calculadas encontram-se espelhadas na Tabela 3-2.

Tabela 3-2 Distâncias em Milhas Náuticas (MN) a partir do AT1 (Online Flight Planner, 2017):

Destino	Distância (MN)
Porto	149,6
Algarve	119,7
Beja	70,6
Bragança	215,6
Funchal	521,1
Porto Santo	490
Bruxelas	927,4
Lajes	839,1
São Miguel	782,2
Horta	916,5

O consumo de combustível é influenciado por fatores como a massa à decolagem, a velocidade de cruzeiro, a configuração da aeronave e a altitude de voo. Contudo, a esquadra 504 para efeitos de planeamento assume dois regimes típicos de consumo de combustível. Desta maneira, considera-se que na primeira hora a aeronave consome 3000 libras de combustível e nas horas seguintes 2000 libras por cada hora de voo. O consumo de combustível durante a primeira hora contempla o arranque dos motores, táxi, decolagem e subida para o nível de voo planeado. Como referido

anteriormente, a velocidade é um fator que influencia o consumo de combustível, como tal a esquadra opera entre os 0.75 e os 0.80 Mach (M). O estabelecimento deste parâmetro de voo permite manter os regimes de consumo de combustível válidos durante toda a missão (Valente, 2017).

3.2 Dados de performance durante a subida

Neste estudo considera-se que a fase de subida começa nos 1500' e termina no nível de voo planeado para cada missão. Deste modo, todos os cálculos que irão ser realizados têm em consideração esta premissa. As altitudes a considerar como fim da fase de subida serão os níveis de voo padronizados pela esquadra, compreendidos entre FL350 e FL390.

3.2.1 Rate of Climb (ROC)

O rácio de subida ou *Rate of Climb* (ROC), pretende calcular a distância vertical que uma aeronave sobe por unidade de tempo, sendo expressa geralmente em metros por segundo (m/s). Os parâmetros a considerar para o cálculo do ROC prendem-se com o ângulo de subida (γ), altitude final pretendida (h) e velocidade de subida (v).

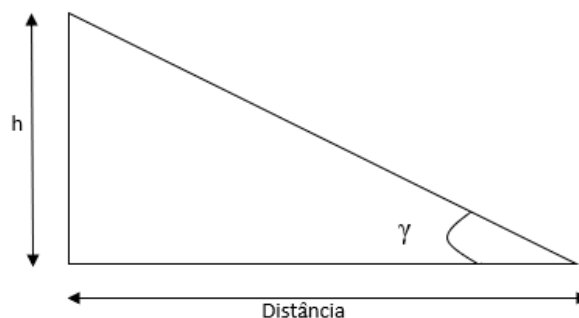


Figura 3-1 Figura auxiliar para o cálculo do ROC

Sabendo os parâmetros apresentados na figura 3-3 e a velocidade de voo, é possível calcularmos o rácio de subida através da seguinte expressão:

$$\text{ROC} = v \cdot \sin(\gamma) \quad (3.1)$$

A temperatura é outro fator a ter em consideração quando pretendemos calcular o ROC. Por isso, serão consideradas três temperaturas padrão para cada uma das altitudes finais de subida: -10 °C, 0 °C, e +10 °C em relação à *International Standard Atmosphere* (ISA).

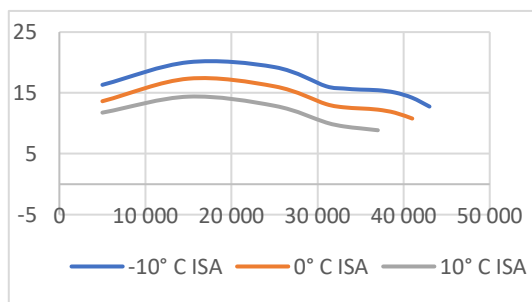
A massa à descolagem será outro parâmetro a ter em consideração, uma vez que irá influenciar a performance durante a subida. Deste modo, serão incluídos no cálculo do ROC, os três tipos de abastecimento operados pela esquadra, ou seja, as 10 000 lbs, *low feeder* e *high feeder*.

3.2.2 Representação gráfica do Rate of Climb (ROC)

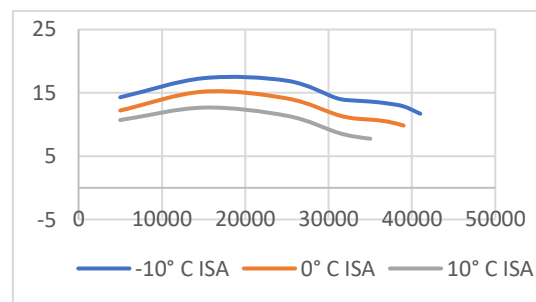
Nesta secção serão apresentados os gráficos de ROC calculados com base nos dados disponibilizados pelo fabricante através do *Falcon 50 Operating Handbook* (Dassault Aviation, 2017). No eixo das abcissas estarão contidos os valores das altitudes e no eixo das ordenadas os valores de ROC. Os valores das altitudes serão apresentados em pés, contudo para efeitos de cálculo foram usadas as unidades do Sistema Internacional (SI), ou seja, o metro. A velocidade também foi convertida de nós para metros por segundo, de modo a obter coerência nos resultados. Por este motivo, os resultados do rácio de subida serão apresentados em metros por segundo.

Ao ser analisada a Figura 3-2 a) podemos afirmar que a subida mais célere seria para os 15 000', independentemente da temperatura a que a aeronave estaria a operar. Contudo, como seria expectável, a aeronave possui melhor performance quando se encontra a operar na temperatura mais baixa, atingindo um valor máximo de 20,460 m/s.

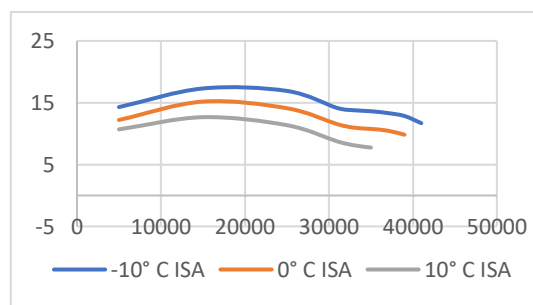
Se analisarmos a Figura 3-2 a), b) e c) e as compararmos, facilmente concluímos que à medida que a massa aumenta, os valores de ROC vão diminuindo. De facto, o ROC máximo calculado para o abastecimento *Low Feeder*, foi de apenas 17,312 m/s, para o mesmo nível de voo. No abastecimento *High Feeder*, apesar de se manter a altitude e a temperatura em que a aeronave opera com maior performance, o máximo calculado foi de 16,185 m/s. Tal facto, poderá ser justificado pelo aumento da massa total em voo e da resistência aerodinâmica, que é potenciado pelo aumento da sustentação necessária.



a)



b)



c)

Figura 3-2 Gráfico de ROC em função da altitude tendo em consideração os abastecimentos de combustível: a) 32000 libras; b) *Low Feeder*; c) *High Feeder*

Capítulo 4. Análise aerodinâmica da asa da aeronave Falcon 50

Neste capítulo é descrito o processo inerente às simulações aerodinâmicas realizadas na presente dissertação. Primeiramente é apresentado o modo como foram obtidos os perfis aerodinâmicos da asa da Aeronave Falcon 50, bem como o tratamento dos dados obtidos e a respetiva modelação CAD. Adicionalmente, é descrito o processo de modelação do winglet para a asa modificada. De seguida é apresentada a preparação do modelo computacional, nomeadamente a configuração da malha e dos modelos físicos utilizados. Por último, é efetuada a apresentação dos resultados obtidos, assim como a sua discussão, onde são compradas as duas versões.

4.1 Modelação geométrica

De modo a ser possível avaliar a performance da asa da aeronave em voo, foi necessário modelá-la geometricamente. No entanto, para elaborar o projeto CAD foi necessário obter algumas informações que o fabricante não pôde disponibilizar.

4.1.1 Obtenção dos perfis da asa da aeronave

O modelo CAD de uma asa é uma representação gráfica que pretende ir ao encontro da sua forma e tamanho reais. Desta forma, perante a escassez de informação do fabricante da aeronave em estudo, elaboraram-se medições a várias secções da asa por meio de medidores laser. Estes instrumentos de medição, representados na Figura 4-1, têm a capacidade de aferir distâncias com uma precisão até três casas decimais, com um erro estimado de ± 0.001 .



Figura 4-1 Medidores laser utilizados para medição da asa da aeronave

A modelação da superfície sustentadora requer a obtenção de informação relativa ao perfil alar, à envergadura e aos ângulos de incidência, de diedro e de *sweep*. Dest forma, foi necessário elaborar um método de medição que não afetasse a precisão dos medidores laser. O método foi escolhido e executado com base num volume de controlo imaginário em redor da superfície. Ao estabelecer um volume de controlo foi possível medir dois pontos em simultâneo, um no intradorso e outro no extradorso, na mesma posição ao longo da corda. Na Figura 4-2 a), é possível observar que a estrutura usada na medição é uma escada da esquadra de manutenção. Nesta estrutura foram fixadas duas varas, e na ponta de cada uma delas colocaram-se os lasers.

A asa foi dividida em 8 secções ao longo da envergadura, afastadas por 1 metro entre si. Em cada secção foram medidos sete pontos ao longo da corda do perfil, quer no intradorso quer no extradorso, isto é, 14 pontos por perfil. Os ângulos de *sweep* e de incidência foram obtidos mediante um referencial estipulado e delineado no pavimento do hangar onde foram feitas as medições, como podemos observar na Figura 4-2 b). Quanto ao ângulo de diedro foi possível obtê-lo através do volume de controlo estipulado, pelo facto dos medidores estarem sempre à mesma distância do solo, mas a distância entre si e a asa variar.



Figura 4-2 a) Estrutura de medição com a face do volume de controlo representada a vermelho; b) Linha do referencial estabelecido para as medições da asa

No entanto, existem alguns aspetos que poderão contribuir para o surgimento de erros associados às medições. Primeiramente, como se pode observar na Figura 4-2 b), apesar da aeronave ter sido nivelada em macacos, o solo poderá não ser totalmente nivelado. Deste modo, o suporte onde estão fixados os medidores acompanhará esse mesmo desnível. Outro aspeto que afetará a modelação CAD é o facto de não ter sido possível medir a secção que precede a raiz da asa, uma vez que coincide com o trem de aterragem da aeronave. Por último, podemos destacar que apenas foram medidos catorze pontos para definir cada uma das secções, sendo que, para garantir a qualidade do modelo foram extrapolados pontos adicionais, como veremos de seguida.

4.1.2 Modelação em CAD da asa da aeronave

Após a medição dos vários pontos para as diversas secções, foi necessário fazer um tratamento desses dados. Perante um número reduzido de pontos medidos foi necessário extrapolar pontos adicionais, ajustando uma curva do tipo spline aos perfis

obtidos e definindo o número de pontos pretendidos ao longo dessa curva. Para o efeito recorreu-se ao programa XFLR5, que proporcionou um tratamento de dados célere. O número de pontos escolhido foi igual para os sete perfis, que correspondeu ao número máximo que o software tem capacidade de gerar, ou seja, 300 pontos. Na Figura 4-3 é possível observar o perfil da raiz da asa, tratado na plataforma XFLR5 com o número de pontos descrito. É ainda relevante destacar que devido à maior curvatura do bordo de ataque, são necessários mais pontos para definir essa região com qualidade.

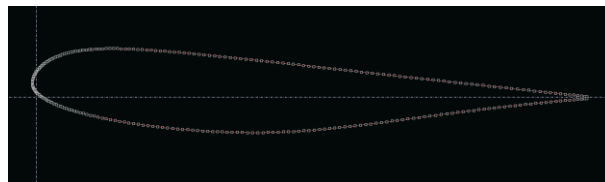


Figura 4-3 Perfil da raiz da asa da aeronave Falcon 50 com 300 pontos

Após o tratamento de dados para cada uma das sete secções, iniciou-se a modelação CAD da asa medida. O modelador CAD integrado no *software* STAR CCM+ 8.04.007 foi a ferramenta usada para esta fase do estudo. Esta escolha de modelador CAD prendeu-se com as facilidades que oferece ao nível de compatibilidade de formatos para as fases seguintes, visto ter sido o programa escolhido para a elaboração das simulações computacionais. Na Figura 4-4 a) e b), está representado o modelo geométrico da asa da aeronave sem winglets, de duas perspetivas diferentes.

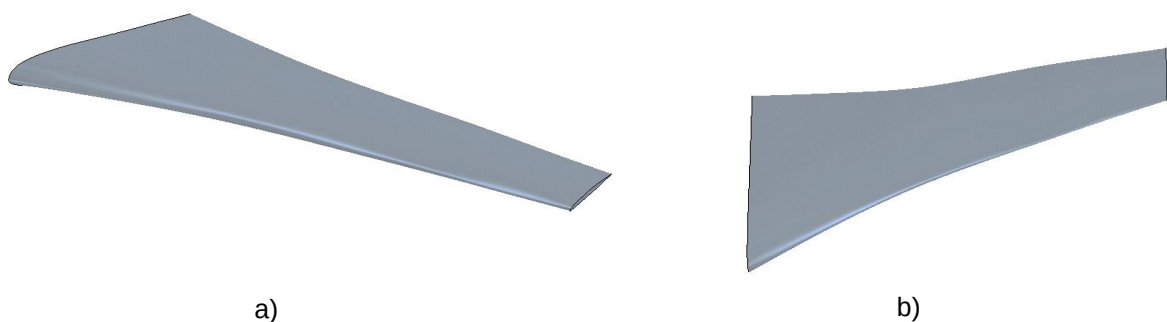


Figura 4-4 Projeto CAD da asa original: a) com vista de perspectiva (+x,+y,-z); b) vista de topo

4.1.3 Modelação em CAD dos winglets

Na modelação dos winglets, à semelhança do que aconteceu com a asa, não foi possível a obtenção da geometria a partir do fabricante. Deste modo, começou-se por definir três parâmetros essenciais para a parametrização destas estruturas: o *taper ratio*, o *sweep angle* e o *cant angle*.

A partir da observação de desenhos técnicos disponíveis no manual de manutenção dos winglets da aeronave Falcon 50, disponibilizado pelo fabricante, foi possível calcular estes dois parâmetros. Nestes cálculos foi usada uma escala com base na corda do último perfil da asa, uma vez que coincide com a corda da raiz do winglet. Deste modo, obteve-se um valor de 30,5% para o *taper ratio* e de 61,6° para *sweep angle*.

A definição do *cant angle* foi baseado num estudo relativo à implementação de winglets na aeronave Falcon 10. Esta aeronave é semelhante ao Falcon 50 em termos de performance, tendo um alcance de 2000 milhas náuticas, com uma velocidade de 0.75 M a uma altitude de 35000'. Neste estudo, concluiu-se que o melhor design consistia num *cant angle* de 45°, uma vez que proporcionou uma maior redução da resistência aerodinâmica (El Haddad & Gonzalez, 2016).

Deste modo, com os três parâmetros definidos foi possível elaborar o modelo CAD da asa com winglet. Como podemos observar através da Figura 4-5 a) e b), para obter esta asa apenas foi adicionado o winglet na ponta da asa original.

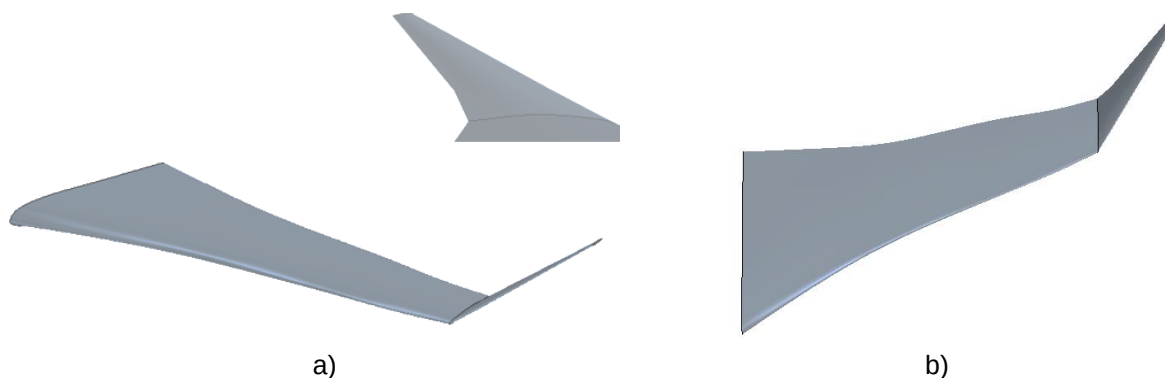


Figura 4-5 Projeto CAD da asa modificada: a) com vista lateral do winglet; b) vista de topo

4.2 Configuração do modelo computacional

4.2.1 Domínio computacional

Na escolha do domínio computacional foi necessário fazer uma avaliação das várias hipóteses possíveis de adotar. Tipicamente, para simulações computacionais de problemas de aerodinâmica externa em regime transônico, como é o caso do voo de cruzeiro do Falcon 50, é recomendado o uso de um volume semiesférico com células tetraédricas, como podemos observa na Figura 4-6 a). Nas células tetraédricas as faces encontram-se orientadas aleatoriamente, beneficiando estudos para vários ângulos de ataque que, como veremos, não é o caso da presente dissertação. Contudo, existem outros pontos que é necessário considerar, como: o peso computacional e o alinhamento do escoamento com as células. Estas considerações conduzem-nos à hipótese do domínio hexaédrico com células também elas hexaédricas, representado na Figura 4-6 b).

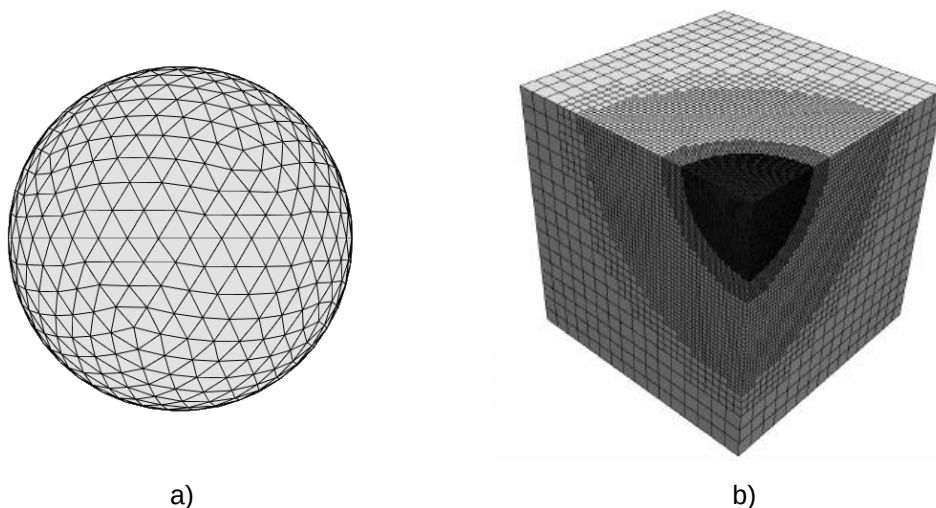


Figura 4-6 a) Volume semiesférico com células tetraédricas (Rideout, 2010); b) Domínio hexaédrico com células hexaédricas (Dedner, Nolte, Klokorn, & Ohlberger, 2010)

De facto, a configuração hexaédrica permite uma solução mais robusta e eficiente quando o escoamento ocorre numa única direção, como é o caso deste estudo. Isto porque, promove um alinhamento ordenado das células em relação ao escoamento de entrada e à geometria fuselada (*streamlined*) (CD-Adapco, 2013). Outra vantagem das células hexaédricas, comparativamente às poliédricas, é o facto de possibilitar o refinamento automatizado da malha na esteira da asa, fator determinante para a correta modelação do escoamento na esteira e gradientes associados. Assim, tendo

em conta as vantagens enunciadas, optou-se pelo domínio hexaédrico com recurso à condição de simetria e células hexaédricas, representado na Figura 4-7.

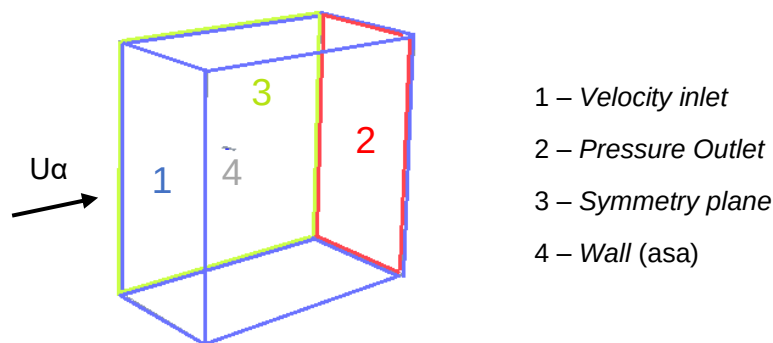


Figura 4-7 Domínio computacional com representação das condições de fronteira usadas

4.2.2 Malha computacional

A malha computacional tem como função a discretização do domínio computacional ponto a ponto, para solução local das equações que regem o escoamento. A definição dos parâmetros depende das condições físicas da simulação a realizar. Deste modo, a configuração foi feita com base no estudo realizado no terceiro capítulo da presente dissertação.

4.2.2.1 Discretização global

A seleção dos diferentes geradores de malha, que depende do tipo de superfície ou volume que pretendemos estudar, tem por objetivo disponibilizar um conjunto de opções de controlo para melhor adequar a malha ao problema em questão. Nas simulações que serão analisadas foram usados quatro geradores próprios do software: *Surface Remesher*; *Automatic Surface Repair*; *Trimmed Cell Mesher*; *Prism Layer Mesher*.

O parâmetro *Surface Remesher* tem como finalidade melhorar a qualidade geral de uma superfície e otimizá-la para modelos de malhas volumétricas. O *Automatic Surface Repair* é uma ferramenta que promove a correção automática de vários tipos de problemas geométricos, que poderão surgir na superfície durante o processo de geração da malha. Utilizou-se o *Trimmed Cell Mesher*, gerador de malhas com células hexaédricas, pela robustez oferecida, aliada à menor exigência computacional comparativamente a outros geradores de malha, como por exemplo o poliédrico (CD-

Adapco, 2013). O *Prism Layer Mesher* é usado para gerar células prismáticas ortogonais junto às paredes, como a superfície da asa, com o objetivo de aumentar a contagem de células apenas no sentido normal à parede, onde existem fortes gradientes associados ao escoamento da camada limite. Na Figura 4-8 encontra-se representado um refinamento de células hexaédricas nas camadas prismáticas de uma asa. Repare-se que existe uma transição suave entre os refinamentos das camadas prismáticas e a zona de escoamento livre.

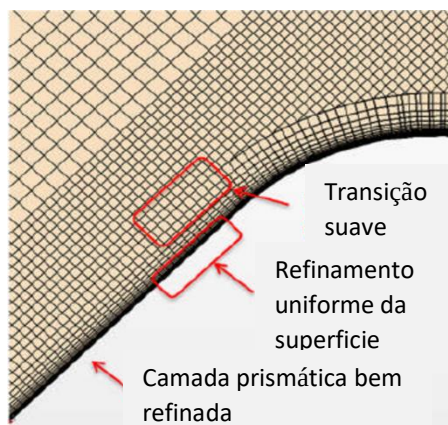


Figura 4-8 Representação das camadas prismáticas aplicadas na fronteira de uma asa com células hexaédricas geradas pelo *Trimmed Cell Mesher*. Adaptado de Wu et al. (2014)

4.2.2.2 Refinamento local

A configuração destes parâmetros baseou-se no guia de boas práticas proposto por (Veríssimo, 2016). No entanto, foram ajustados alguns parâmetros ao problema físico da presente dissertação, uma vez que o modelo proposto se destina a voos com escoamento incompressível e para baixos números de Reynolds, com números de Mach inferiores a 0,3.

Nesta fase do processo de configuração são identificadas regiões de maior relevância para a simulação, ou seja, os locais onde se esperam maiores gradientes e que, portanto, a malha terá de ser mais refinada. Para este efeito foram usados volumes e superfícies de controlo, em que se controlou o tamanho local das células em relação ao tamanho da célula base de referência.

As zonas de maior interesse para as simulações correspondem ao bordo de ataque e bordo de fuga, winglet, ponta da asa e esteira. Na Figura 4-9 a) e b), é possível

observar a malha refinada nos bordos de ataque e de fuga e na ponta da asa, na versão original e com winglets, respectivamente.

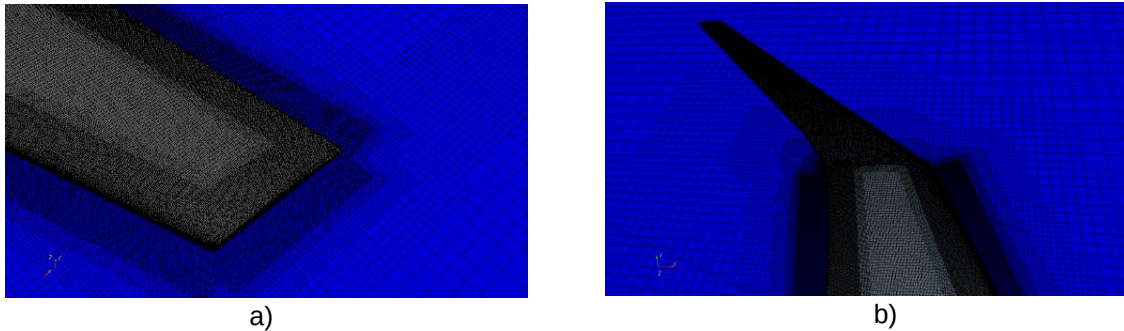


Figura 4-9 Representação do refinamento da malha no bordo de ataque, bordo de fuga, ponta da asa: a) original; b) com winglets

O refinamento da esteira foi obtido através de uma ferramenta automática disponível no software, destinada unicamente para essa zona do escoamento. Na Figura 4-10 a), podemos verificar o resultado obtido na asa com e sem winglets. Na aeronave original, os vórtices de ponta de asa ocorrerão no mesmo plano que a esteira. No entanto, na aeronave modificada os vórtices irão surgir na ponta do winglet, ou seja, num plano com cota superior. Desta forma, na Figura 4-10 b) apenas está representado o refinamento no plano da ponta do winglet, uma vez que a restante esteira é comum às duas asas.

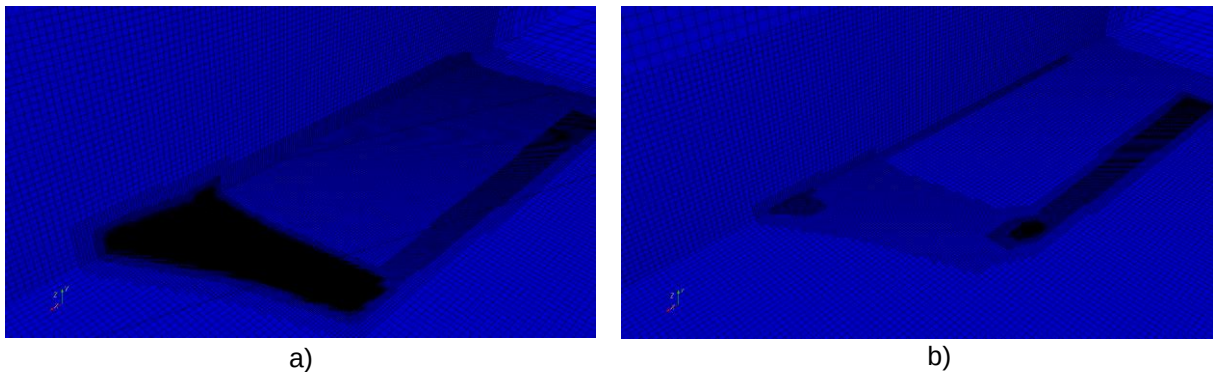


Figura 4-10 a) Representação do refinamento na esteira para as duas versões e nos vórtices de ponta de asa na versão original; b) Refinamento dos vórtices na extremidade do winglet

Foi também necessário definir zonas com refinamento mais grosseiro, como nas fronteiras do domínio computacional, onde por definição não se esperam gradientes e o refinamento pode ser reduzido, e ainda algumas regiões de refinamento intermédio. Desta forma, estabeleceu-se que o refinamento seria tanto mais grosseiro quanto mais afastado estivesse da superfície em estudo, poupando assim peso computacional e diminuindo o tempo de convergência das simulações. O tamanho

das células nas faces do domínio retangular, foram forçados por uma superfície de controlo, assim como na própria superfície da asa. Na transição entre a asa e as faces do domínio, foi utilizado um volume em redor da asa em forma de *bullet*, como representado na Figura 4-11.

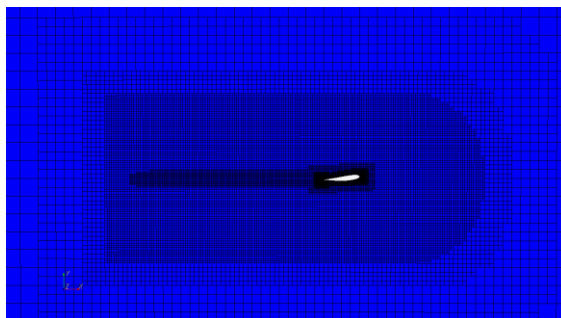


Figura 4-11 Volume de controlo em forma de *bullet* que envolve a asa da aeronave

Na Tabela 4-1 está representada a configuração da malha utilizada, que consistiu numa adaptação do modelo proposto por Veríssimo (Veríssimo, 2016). Como podemos verificar, as percentagens em relação à célula base vão aumentando, à medida que a zona alvo está mais afastada da superfície em estudo. A percentagem aplicada à superfície da asa, permitiu distinguir o refinamento desde a periferia até ao centro, promovendo a transição verificada na Figura 4-9.

Tabela 4-1 Representação da configuração utilizada no refinamento da malha.

Malha	
Discretização global	
Tipo de Malha	<i>Trimmed mesh</i> com camadas prismáticas
Tamanho da célula base / referência	0.24 m (1/10 da corda média da asa)
Rácio de crescimento da superfície	1.3 (deve corresponder a rácio de crescimento volumétrico para a malha ser consistente, principalmente no plano de simetria)
Número de camadas prismáticas	14
Espessura total da camada prismática	0.0332 m (através da expressão 4.1)
Altura da primeira célula da camada prismática	2.68366E-4 m (através da expressão 4.2)
Rácio de crescimento volumétrico	Muito lento (corresponde ao valor escolhido para o Rácio de crescimento da superfície)
Refinamento local	
Controlo Superficial (asa)	Tamanho alvo da superfície (12.5%) Curvatura da superfície (76) Refinamento da esteira (50%) - Comprimento: 22 m (10 cordas)
Controlo Superficial (winglet)	3.125% do tamanho da célula base
Controlo Superficial (domínio)	1600% do tamanho da célula base
Controlo volumétrico (bordo de ataque)	3.125% do tamanho da célula base
Controlo volumétrico (bordo de fuga)	3.125% do tamanho da célula base
Controlo volumétrico (ponta da asa)	3.125% do tamanho da célula base
Controlo volumétrico (forma de <i>bullet</i>)	100% do tamanho da célula base
Controlo volumétrico (vórtices ponta de asa)	25% do tamanho da célula base

4.2.2.3 Tratamento de parede

Os voos que se pretendem simular são voos transônicos com números de Mach entre os 0.75 e os 0.80, pelo que se devem considerar efeitos de compressibilidade, o que traz consequências tanto para a discretização espacial como para a modelação física, como veremos. O elevado número de Reynolds associado ao baixo ângulo de ataque, típico do voo de cruzeiro, permite-nos assumir um desenvolvimento da camada limite em regime completamente turbulento e sem ocorrência de separação.

Esta consideração permitiu o uso de funções de parede, como podemos observar na Figura 4-12 a). As funções de parede permitem calcular a velocidade do escoamento em cada célula na região da camada limite em função da distância à parede. Como representado na Figura 4-12 b), neste cálculo é assumido um perfil de velocidades adimensional comum às camadas limite turbulentas, sem ser necessário resolver explicitamente as equações de Navier-Stokes nessa região. Desta maneira, foi possível reduzir o número de camadas prismáticas necessárias e ao mesmo tempo aumentar a altura da primeira célula da camada limite (y_1), contribuindo para uma diminuição do peso computacional das simulações.

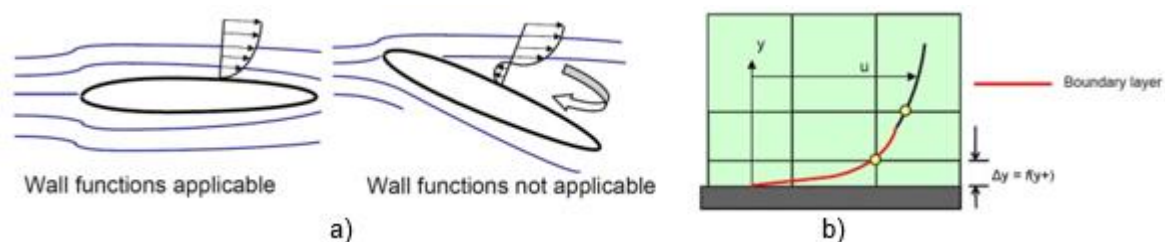


Figura 4-12 a) Casos aplicáveis e não aplicáveis das funções de parede; b) Representação de uma função parede genérica com Y^+ ilustrado (LEAP CFD team, 2012)

De maneira a parametrizar as camadas prismáticas foram calculados os valores da espessura da camada limite (δ) e da distância à parede da primeira célula (y_1). A espessura da camada limite foi calculada através da expressão de Ludwig Pradtl, para camadas limite turbulentas sobre uma placa plana, representada na equação 4.1 (Veríssimo, 2016).

$$\delta = Re^{-1/5} \cdot L \cdot 0,37 \quad (4.1)$$

δ – Espessura da camada Limite

Re – Número de Reynolds

L – Comprimento de um componente de referência (EX: corda média aerodinâmica)

Para o cálculo de y_1 é necessário definir o valor da altura adimensional desejada para a primeira célula (y^+_{target}), como podemos verificar na expressão 4.2. O valor y^+_{target} irá depender do tratamento de parede utilizado, que no software poderá ser: *Low y^+* , *High y^+* e *All y^+* . O tratamento *Low y^+* pretende resolver a camada limite na sua totalidade com recurso às equações de Navier-Stokes, tendo como y^+_{target} valores próximos de 1. O *High y^+* assume implicitamente que a camada limite é turbulenta e por isso tentará reproduzir o cálculo da mesma, através das funções de parede do software. Neste tipo de tratamento o valor de y^+_{target} deverá estar compreendido entre os 30 e os 300. O intervalo admissível do número de camadas prismáticas reduz de 24 a 32, em *Low y^+* , para 8 a 14 em *High y^+* (Edwig, 2015). O tratamento *All y^+* é um modelo híbrido que oferece resultados semelhantes ao *Low y^+* quando a malha está suficiente refinada. No caso da malha ser grosseira na camada limite ($y^+ > 30$), são automaticamente usadas funções de parede (CD-Adapco, 2013). Deste modo, foi escolhido o tratamento *All y^+* , dada a sua versatilidade e automatismo, com 14 camadas prismáticas.

$$y_1 = \frac{y^+_{target} \cdot \mu}{\rho \cdot U\tau} \quad (4.2)$$

y^+_{target} – Altura desejada para a primeira célula

μ - Viscosidade dinâmica

ρ – Densidade do ar

$U\tau$ – Velocidade de corte na parede

4.2.3 Modelo físico

4.2.3.1 Condições de voo

A configuração do modelo físico está intrinsecamente ligada às condições de voo que pretendemos simular e aos parâmetros que se pretendem avaliar. Como tal, foi necessário, numa primeira instância, estabelecer uma altitude e velocidade cruzeiro de modo a obter valores como: a pressão, temperatura, densidade, viscosidade dinâmica e número de Reynolds para essas condições.

A escolha da altitude e velocidade baseou-se no estudo desenvolvido no Capítulo 3 da presente dissertação. Dado que os níveis de voo operados pela esquadra estão situados entre os 35000' e os 39000', estabeleceu-se uma altitude média de 37000' para as simulações. Todos os valores atrás mencionados, excluindo o número de Reynolds e a viscosidade dinâmica calculados, foram obtidos através das tabelas publicadas para a atmosfera ISA (Torenbeek, 2013). Na Tabela 4-2 estão sintetizadas as condições de voo consideradas. Como podemos constatar, o número de Mach calculado para essas condições corresponde a voo em regime transônico, como referido anteriormente. O ângulo de ataque foi configurado através da rotação da asa em torno do eixo transversal, mantendo o escoamento de aproximação alinhado com o domínio computacional. Desta forma, foi possível beneficiar da metodologia de discretização anteriormente descrita.

Tabela 4-2 Apresentação das condições físicas presentes no voo simulado

Condições de voo	
Altitude	37000'
Número Mach	0.75 M
Temperatura estática	216.827 K
Pressão atmosférica	22 729.3 Pa
Densidade do ar	0.365184 Kg/m ³
Viscosidade dinâmica	1.43326E-5 Pa/s
Velocidade (<i>True Air Speed</i>)	221.9 m/s
Ângulo de Ataque	3.5°

4.2.3.2 Modelo de turbulência e método de solução

Com as condições de voo estabelecidas procedeu-se à configuração do modelo físico de acordo com as recomendações do manual de boas práticas do fabricante do software. Nesta fase é feita uma seleção das equações mais adequadas e das hipóteses válidas na sua solução. Na Tabela 4-3 encontra-se espelhada a configuração física usada nas simulações.

Tabela 4-3 Representação da configuração física usada nas simulações CFD

Física	
Espaço	Três dimensões
Tempo	Fluxo contínuo
Material	Gás
Escoamento	Acoplado (AUSM+FVS)
Equação de estado	Gás ideal
Regime viscoso	Turbulento
Turbulência	Reynolds-Averaged Navier Stokes (RANS)
Modelo de Turbulência	k-Omega Shear Stress Transport (SST)
Tratamento da parede	All y+

A escolha do tipo de escoamento deverá ter em conta a compressibilidade do escoamento, sendo que foram considerados dois: o escoamento acoplado e o escoamento segregado. O escoamento acoplado resolve todas as equações (conservação da massa, quantidade de movimento e energia) simultaneamente, devendo ser usado quando a velocidade e a pressão são fortemente acoplados, ou seja, em simulações com pressões e velocidades elevadas (Jareteg, 2013). No escoamento segregado a solução do sistema de equações é feito sequencialmente e é mais apropriado para regimes subsônicos com baixos números de Reynolds (CD-Adapco, 2013). Deste modo, optou-se pelo escoamento acoplado, uma vez que se adequa melhor a regimes transônicos e supersônicos.

Os escoamentos das simulações aerodinâmicas são modelados matematicamente pelas equações de Navier-Stokes. Neste caso, o escoamento pode ser considerado completamente turbulento, como vimos anteriormente. Nestas condições as equações de Navier-Stokes são difíceis de resolver diretamente, devido às flutuações temporais e espaciais das propriedades provocadas pela turbulência. A alternativa mais comum são as Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS). As RANS resultam das equações de Navier-Stokes decompondo o valor das propriedades do escoamento em termos do seu valor médio e flutuação em torno desse mesmo valor. Desta decomposição resultam, naturalmente, termos adicionais nas equações de Navier-Stokes, associados às flutuações turbulentas. Para resolver este novo sistema de equações são necessárias equações adicionais, denominadas por equações de fecho (Bhaskaran & Collins, 2003).

As equações de fecho permitem a solução dos termos turbulentos, pelo que são designadas por modelos de turbulência. Na escolha destes modelos existem várias

opções, entre os quais: o modelo K-Epsilon e o modelo K-Omega. O K-Epsilon é um modelo de turbulência de duas equações em que as equações de transporte adicionais são a energia cinética turbulenta (k) e a taxa de dissipação turbulenta (ϵ). Este modelo é usado essencialmente para aplicações industriais, dado ao seu bom desempenho em zonas de escoamento livre e camadas de corte livres. O K-Omega é também um modelo de duas equações que surgiu em alternativa ao K-Epsilon. Neste modelo a equação de transporte de Epsilon é transformada numa equação de transporte da dissipação específica (ω) (Wilcox, 1990). Deste modo, o K-Omega torna-se mais adequado para escoamentos de camada limite, na presença de paredes, embora possua sensibilidade às propriedades turbulentas inerentes aos escoamentos de entrada.

Contudo, o uso do modelo K-Omega é associado a problemas de sensibilidade nas zonas de escoamento livre, o que motivou o surgimento de um novo modelo denominado por K-Omega SST (Menter, 1993). Este modelo usa as formulações dos modelos k-Omega e k-Epsilon, que o torna híbrido, ativando o modelo k-Omega junto às paredes e o k-Epsilon longe da mesma. Desta forma garante a precisão do K- ω para modelar a camada limite e evita a sensibilidade deste modelo nas zonas de escoamento livre.

4.3 Apresentação e análise dos resultados

A análise CFD teve como principal objetivo a obtenção dos valores de sustentação, resistência aerodinâmica, respetivos coeficientes e ainda da eficiência aerodinâmica. Nos pontos seguintes serão apresentados os resultados que contribuíram para a obtenção das soluções mencionadas.

4.3.1 Verificação do Wall y_+ pretendido

No ponto 4.2.2.3 foi descrito o cálculo inerente ao valor de y_1 e da espessura total da camada limite. Nesta descrição incluiu-se o conceito de Wall y_+ pretendido, valor necessário para o cálculo de y_1 . Apesar de sabermos a gama de valores pretendida, foi necessário averiguar qual o valor alvo mais indicado para a configuração da malha das simulações executadas. Isto porque, o valor efetivo deste parâmetro irá variar especialmente ao longo da superfície da asa dependendo das condições locais do escoamento, e essa informação só se torna disponível após uma primeira simulação.

A primeira simulação iniciou-se com a versão original e escolheu-se o menor valor de y^+ da gama típica para uso com funções de parede, a fim de poupar recursos computacionais, ou seja, igual a 30. Contudo, após 600 iterações verificou-se que era demasiado baixo, uma vez que o valor médio foi de 17,2. Perante estes resultados, o valor alvo foi aumentado para 50, com o qual se registou um y^+ máximo de 43,7 e um mínimo de 1,73. No entanto, concluiu-se que o valor mínimo apenas se verificava em zonas pontuais do bordo de fuga, como poderemos observar na Figura 4-13 a), apresentando um valor médio de 19,5.

Ao mudar de y^+ alvo, a malha necessariamente sofreu alterações devido ao valor de y_1 inserido. No entanto, os resultados obtidos foram idênticos, constituindo um indicativo de independência deste parâmetro da camada prismática, o que é justificado pelo tratamento de parede híbrido *All y^+* . Adicionalmente, os recursos computacionais exigidos para este nível de refinamento de malha na parede já eram sustentáveis, pelo que não se tentou aligeirar mais a discretização.

Para a simulação com winglets optou-se por um y^+ de 50, de modo a simular as mesmas condições. Na Figura 4-13 b) podemos observar a distribuição dos valores de Wall y^+ ao longo da asa, onde se verificou uma média de 19,6.

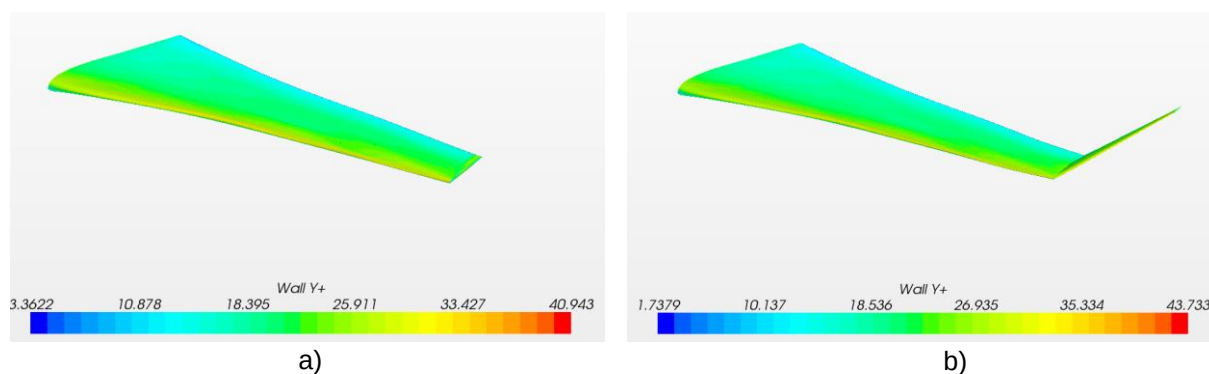


Figura 4-13 Distribuição de valores de y^+ ao longo da asa nas versões: a) original; b) modificada

4.3.2 Distribuição de velocidade e de pressão

As Figuras 4-14 a) e b) ilustram o escoamento em torno do perfil da raiz de ambas as asas em estudo, dado que são semelhantes nessa zona. O espectro de cores da Figura 4-14 a) representa a variação da magnitude de velocidade dentro do domínio computacional que envolve o perfil, sendo que a velocidade é tanto maior quanto mais quente for a cor. Se observarmos a Figura 4-14 a) conseguimos destacar o ponto de estagnação a *azul* na região do bordo de ataque e uma aceleração do escoamento no

extradorso junto ao bordo de ataque, representado a *vermelho*. A diferença de velocidades verificada entre o intradorso e o extradorso é um indicador do diferencial de pressão, responsável pela geração de sustentação.

Na Figura 4-14 b) encontra-se o mesmo perfil de velocidades com a malha usada sobreposta. É possível verificar uma boa colocação dos controlos volumétricos e resolução de malha adequada, dado que captura os gradientes esperados.

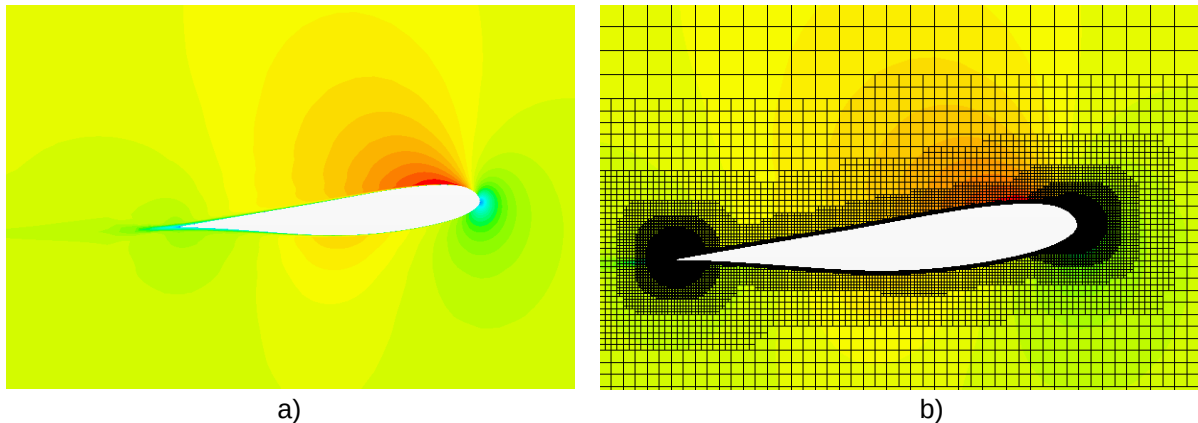


Figura 4-14 Distribuição de velocidades em redor da raiz das asas em estudo: a) sem malha; b) com malha

No entanto, se analisarmos o último perfil, que correspondente à ponta da asa, não se constata esta semelhança entre a distribuição de velocidades nas duas asas. Neste caso, como se pode observar na Figura-15 a) e b), a extensão da região acima do extradorso com o gradiente de pressão favorável é superior na asa com winglets, assemelhando-se mais com o perfil de velocidades presente na raiz da asa. Este resultado poderá ser explicado pelo facto dos winglets serem desenhados para minimizar os efeitos tridimensionais do escoamento sobre a asa, como os vórtices de ponta de asa, que é reforçado pelo aumento da envergadura inerente à sua instalação. Deste modo, verifica-se que na raiz não há alterações significativas do perfil de velocidades. No entanto, à medida que nos aproximamos da ponta da asa, essa distribuição vai-se diferenciando devido aos efeitos tridimensionais.

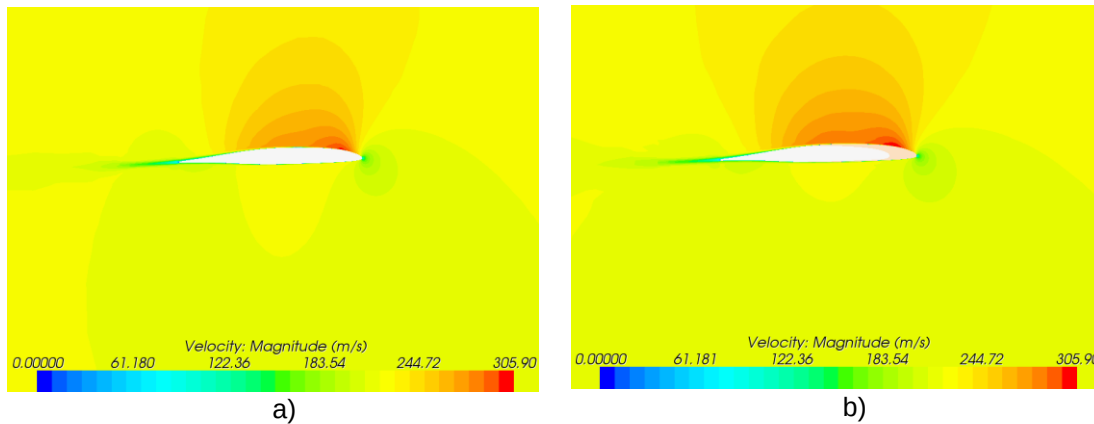


Figura 4-15 Distribuição de velocidades no último perfil da envergadura da asa: a) sem winglets; b) com winglets

Na Figura 4-16 a) e b) está representada a distribuição de pressão na superfície das asas, com o mesmo espectro de cores usado para o perfil de velocidades. O diferencial de pressões responsável pela geração de sustentação é observável em ambas as asas. Contudo, comparando as duas asas, verificamos que a asa com winglets apresenta um diferencial superior. Este resultado indicia que a asa modificada poderá produzir mais sustentação, podendo ser ou não benéfico para a performance da aeronave. Isto porque, o aumento de sustentação poderá provocar um aumento da vorticidade que influenciará negativamente a resistência induzida. Neste caso, uma possível consequência seria uma diminuição da eficiência aerodinâmica. No entanto, partindo apenas da observação da distribuição de pressão, não é possível concluir o impacto do aumento de sustentação, pelo que é necessário analisar a vorticidade.

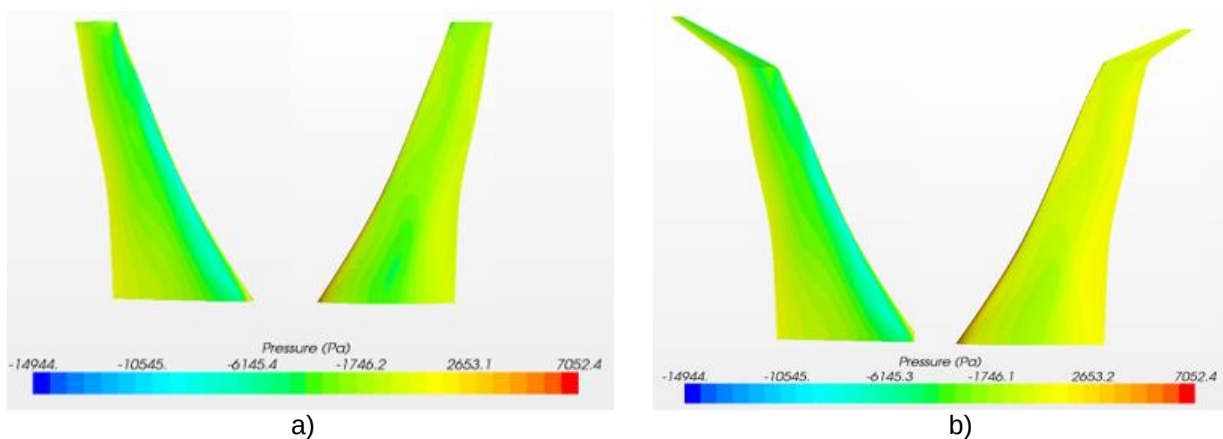


Figura 4-16 Representação da distribuição de pressão no extradorso (à esquerda) e no intradorso (à direita), na asa: a) original; b) com winglets

4.3.3 Vorticidade ao longo da esteira

A redução da vorticidade, para além da diminuição da resistência aerodinâmica, constitui uma das premissas na instalação dos winglets. Na Figura 4-17 a) e b) encontra-se a distribuição das tensões de corte na superfície da asa e de vorticidade do escoamento na esteira da asa original e com winglets, respetivamente. Os planos colocados ao longo da esteira estão distanciados por 5 metros e contêm a malha usada nas simulações. Como podemos observar, a malha também se encontra sobreposta no plano de simetria, onde verificamos a correta colocação dos controlos volumétricos e adequação da resolução da malha, capturando os gradientes esperados.

Relativamente à distribuição de vorticidade, na asa com winglets verificamos uma redução da intensidade e maior dissipação desde o primeiro plano até ao último. De facto, se observarmos os espetros de cores de ambas as asas verificamos uma magnitude máxima por segundo de 341,91 na asa original e de 230,76 na asa com winglets. Deste modo, tendo em conta as distribuições de pressão, de velocidade e vorticidade, poderemos esperar que o aumento de sustentação, contribua positivamente para a eficiência aerodinâmica, dado que a vorticidade diminuiu com a modificação.

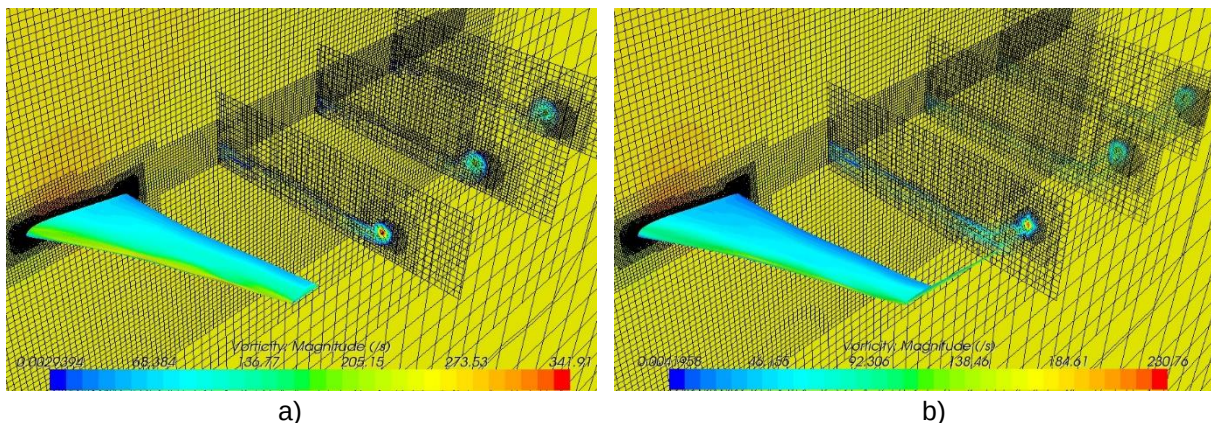


Figura 4-17 Vorticidade ao longo da esteira da asa: a) original; b) modificada

4.3.4 Sustentação, resistência aerodinâmica e eficiência aerodinâmica

Expostos os resultados qualitativos, segue-se a exposição e análise dos resultados quantitativos. Segundo a doutrina usada e as conclusões retiradas a partir dos resultados anteriores, seria expectável uma diminuição da resistência aerodinâmica com a instalação dos winglets. Deste modo, se a componente da sustentação se mantivesse teríamos, por sua vez, um aumento da eficiência aerodinâmica. Na Tabela 4-4 estão representados os resultados obtidos através das simulações executadas, para as condições de voo mencionadas.

Tabela 4-4 Resultados obtidos através das análises de mecânica de fluidos computacional

Asa sem winglets		Asa com winglets		Desvios (%)
Malha #1		Malha #1		
Nº de iterações	900	Nº de iterações	400	
Nº de células	21184925	Nº de células	24849597	
C _L	0,320	C _L	0,330	3,13
C _D	0,013	C _D	0,012	-7,69
L	105581,8 N	L	114515,5 N	8,46
D	4309,6 N	D	4211,2 N	-2,28
L/D	24,5	L/D	27,2	11,02

O número de iterações usado dependeu da convergência das soluções. No entanto, como podemos verificar na Tabela 4-6, existe uma discrepância do número de iterações entre simulações, tendo sido necessárias mais 500 iterações na asa sem winglets. Este facto é justificado pela alteração do valor de y^+ pretendido, abordado no ponto 4.3.1, em que primeiramente foram usadas 400 iterações e as restantes na última simulação sem winglets. Ainda assim, o número de iterações entre simulações com o mesmo y^+ pretendido é diferente, uma vez que foram necessárias 500 iterações na asa original e 400 na asa com winglets. Esta diferença deve-se ao facto da simulação da asa modificada ter sido iniciada no campo de velocidades previamente obtido, acelerando a convergência.

Os resultados quantitativos demonstram coerência com a análise qualitativa, uma vez que a asa com winglets demonstrou reduzir a resistência aerodinâmica em 2,28%, relativamente à asa sem winglets. Adicionalmente, é possível constatar que existe um aumento de 8,46% da sustentação com a implementação dos winglets, facto previsto pela observação da distribuição de pressão ao longo da asa e análise da vorticidade. A combinação destes fatores contribuiu para o aumento da eficiência aerodinâmica,

sendo que a asa modificada demonstrou ser 11,02% mais eficiente que a asa sem winglets.

4.3.5 Convergência de resultados e independência de malha

A convergência de resultados é um fator preponderante na análise CFD, uma vez que confere um grau de confiança à solução, ao tender para um valor limite. No entanto, como na maioria das simulações o valor limite é desconhecido, a análise de convergência deverá ser monitorizada de várias formas (CD-Adapco, 2013).

Os resíduos constituem uma das maneiras de avaliar a convergência da simulação, pois oferecem uma medida do erro na solução do sistema de equações. Na Figura 4-18 estão representados os resíduos referentes à simulação da asa sem winglets com o valor de y^+ *target* atualizado. Na análise dos resíduos pretende-se verificar uma descida de magnitude que deverá estabilizar em valores aceitáveis. No entanto, de modo a obtermos os resultados da simulação é necessário analisar os parâmetros de engenharia de interesse, como o coeficiente de sustentação e o coeficiente de resistência. Desta forma, os parâmetros de engenharia de interesse deverão tender assintoticamente e estabilizar num valor bem definido, como podemos observar na Figura 4-19 a) e b).

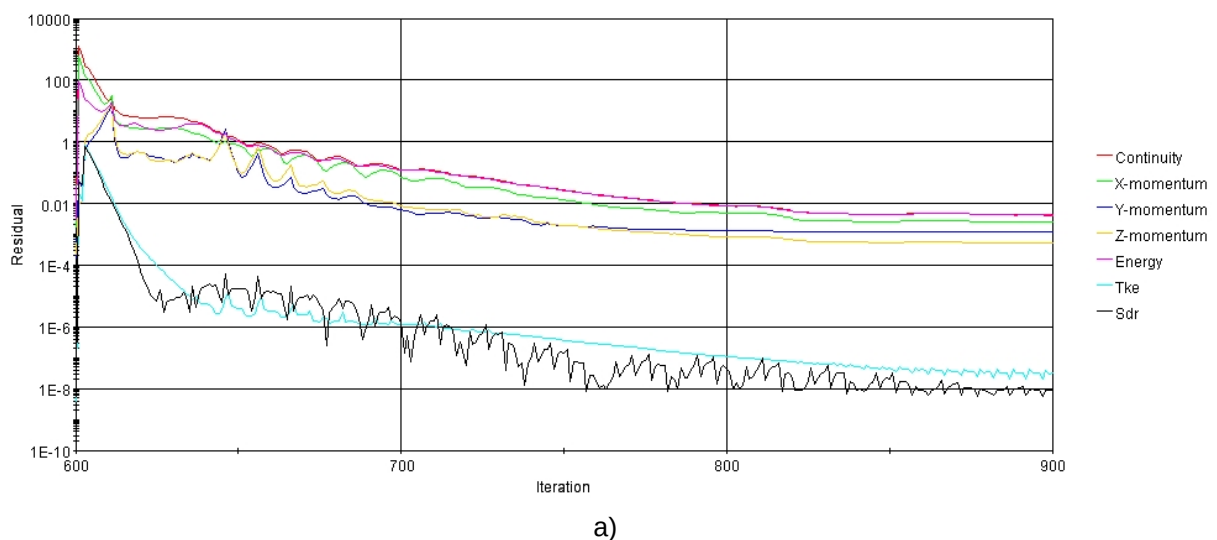
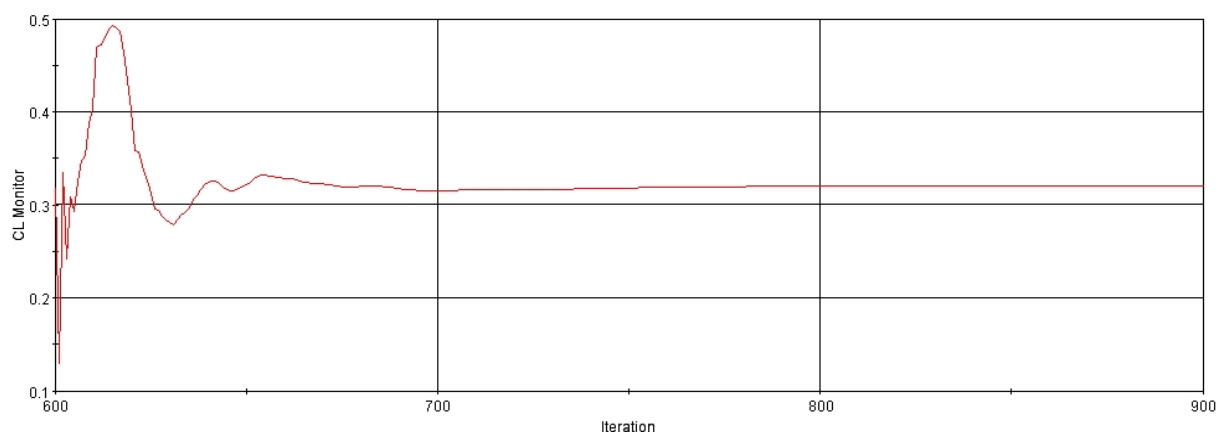
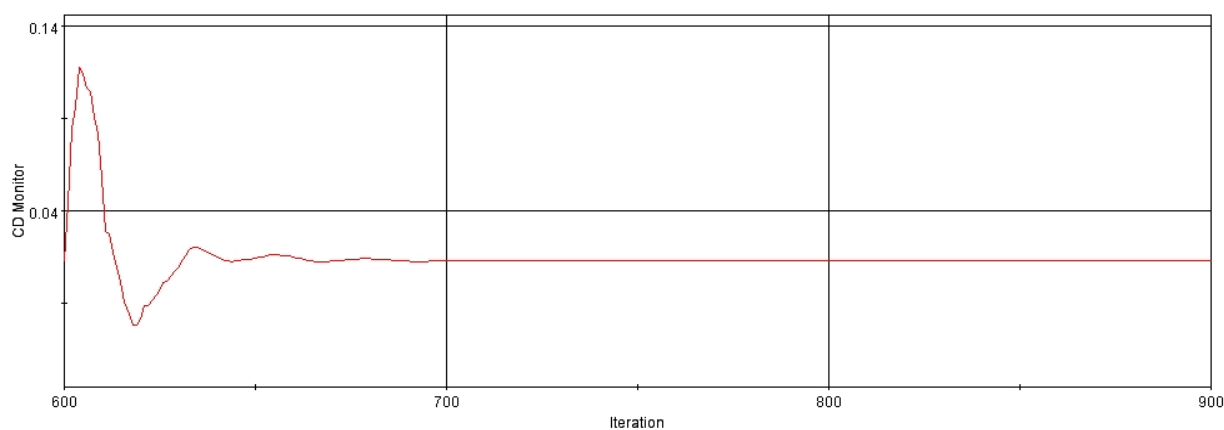


Figura 4-18 Representação dos resíduos resultantes da simulação da asa sem winglets, com um y^+ *target* de 50



a)



b)

Figura 4-19 Representação da convergência de resultados dos parâmetros de engenharia de interesse: a) coeficiente de sustentância; b) coeficiente de resistência

Na Figura 4-18 constatamos que os resíduos de todas as propriedades se encontram estabilizados entre os 0,01 e 0,0001, que constitui um valor aceitável dada a ordem de grandeza de 10^{-3} , pretendida para a presente dissertação. Nos gráficos dos parâmetros de engenharia de interesse, representados na Figura 4-19 a) e b), verificamos que ambas as soluções tendem para um valor limite onde estabilizam. Neste caso, podemos concluir que a simulação convergiu com um grau de precisão adequado à simulação.

Adicionalmente, após verificar a convergência da simulação procedeu-se à elaboração de testes de sensibilidade, com o objetivo de avaliar o efeito nos resultados obtidos perante a variação de um parâmetro da simulação. Na presente dissertação o teste de sensibilidade é baseado em estudos de refinamento da malha, que consistiram na análise dos resultados obtidos por três malhas com diferentes refinamentos. Na tabela 4-5 encontram-se os números de células usados em cada um

dos testes, bem como os valores de C_L e C_D . O motivo pelo qual se usaram duas malhas menos refinadas que a simulação original deve-se ao facto da máquina ter atingido o limite da sua capacidade computacional.

Tabela 4-5 Resultados obtidos dos parâmetros de engenharia de interesse, nos diferentes refinamentos de malha

	Malha Grosseira 8355422 células	Malha Média 12898972 células	Malha Refinada 21184925 células
C_L	0,323	0,321	0,320
C_D	0,0135	0,0132	0,013

Na Figura 4-20 a) e b) podemos observar no eixo das ordenadas, os valores numéricos dos coeficientes de sustentação e resistência obtidos, respetivamente. No eixo das abcissas está representado o número característico de cada malha, calculado a partir da expressão $ri = \sqrt{\frac{hf}{hi}}$, em que hf corresponde ao número de células da malha mais refinada e hi o número de células em cada uma das malhas usadas.

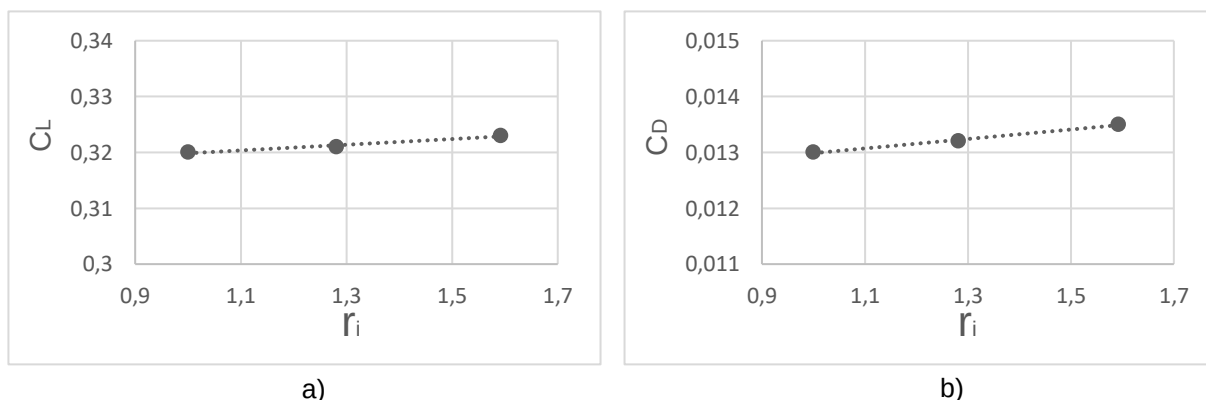


Figura 4-20 Representação dos valores obtidos de sustentação (a) e resistência (b)) em função do número característico de cada malha

A partir da observação da Figura 4-21 a) e b) conseguimos afirmar que os resultados computacionais dos coeficientes de sustentação e resistência, tendem a convergir assintoticamente para um valor limite. É possível ainda afirmar que a solução é independente da malha, uma vez que o aumento do refinamento da malha não resulta em benefícios superiores a 1%.

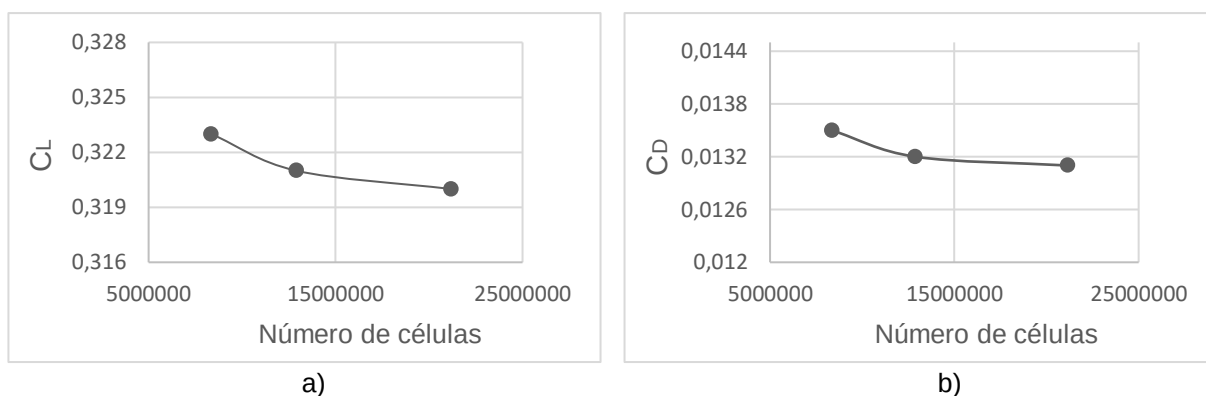


Figura 4-21 Independência de malha nos valores de: a) coeficiente de sustentação; b) coeficiente de resistência

4.4 Validação de resultados

A validação de resultados tem como objetivo garantir fiabilidade do estudo elaborado. Por impossibilidade de obtenção dos valores de sustentação e resistência aerodinâmica, por parte do fabricante, optou-se pelo cálculo analítico destes mesmo valores. No entanto, através da expressão 2.1, podemos verificar que para o cálculo da resistência aerodinâmica precisamos da magnitude da força requerida para a altitude de voo simulada computacionalmente. Perante a escassez desta informação o estudo de validação restringiu-se apenas ao cálculo da sustentação.

No calculo da sustentação, em que se utilizou a expressão 2.4, foram usados os valores de densidade e velocidade contidos na Tabela 4-4, relativa às condições de voo. Desta forma, foi necessário calcular a massa total em voo à altitude de 37000' e a área total da asa. A massa total em voo foi calculada através da Tabela A-1, disponível no Anexo A, referente à performance da aeronave durante a fase de subida. Para o cálculo da área total da asa foi usada a seguinte expressão (Benson, 2015):

$$A = 0,5 \cdot (C_T + C_R) \cdot S \quad (4.3)$$

C_T - Corda da ponta

C_R - Corda da raíz

S - Envergadura da asa

Na Tabela 4-6 encontram-se representados os valores de CL calculados e o valor obtido através da simulação. Como podemos verificar, à medida que a massa total em voo aumenta, o desvio de soluções também aumenta. Estas discrepâncias poderão estar relacionadas com a configuração do ângulo de ataque, dado que a velocidade operada, de acordo com o manual de performance da aeronave, é a mesma para as

três configurações. No entanto podemos afirmar com um elevado grau de confiança que a simulação traduz resultados fiáveis, apresentando desvios compreendidos entre os -2,236% na configuração mais leve e os 12,807% em *High Feeder*. Deste modo, comparando as três configurações de massa, a de 32000 libras à descolagem é a que se aproxima mais das condições de voo simuladas. Adicionalmente, perante a fiabilidade dos resultados obtidos foi desenvolvido um manual de boas práticas no software STAR CCM+ para regimes transónicos, que se encontra disponível no Anexo B.

Tabela 4-6 Representação dos resultados obtidos analiticamente e através da simulação computacional, assim como o desvio percentual entre ambos

	C_L		Desvio %
	Calculado	Simulação	
32000 Libras	0,313	0,320	-2,236
Low Feeder	0,346		7,514
High Feeder	0,367		12,807

Capítulo 5. Análise económica da implementação de *winglets*

No presente capítulo é elaborada uma análise económica relativa ao investimento necessário para a implementação de winglets. Primeiramente são quantificadas as horas médias de voo por cada missão realizada pela esquadra 504. De seguida são apresentados os custos inerentes à operação da aeronave em estudo, assim como à aquisição do kit de winglets e respetiva manutenção. Por último, é feita uma análise que estima a recuperação do investimento necessário para o projeto.

5.1 Número de horas de voo

O número de horas de voo atribuídas a uma esquadra é variável ano após ano, uma vez que depende do orçamento total que é atribuído à Força Aérea Portuguesa e consecutivamente à esquadra. Contudo, as horas de voo atribuídas podem não coincidir com as horas executadas, por motivos operacionais. Nesta fase serão estudadas as horas de voo atribuídas e executadas pela esquadra 504, entre 2013 e 2017.

Na Figura 5-1 podemos observar as horas de voo atribuídas e executadas. Os dados foram obtidos através da plataforma PLUS, tendo sido tratados, no âmbito do anuário estatístico (PLUS-Força Aérea Portuguesa, 2017). Como se pode constatar através da linha de tendência linear, o número de horas de voo atribuídas à esquadra tem aumentado significativamente nos últimos cinco anos. Não havendo perspectiva para o *phase out* da frota Falcon 50, estes dados demonstram a crescente utilização e recurso da mesma para a missão da Força Aérea Portuguesa.

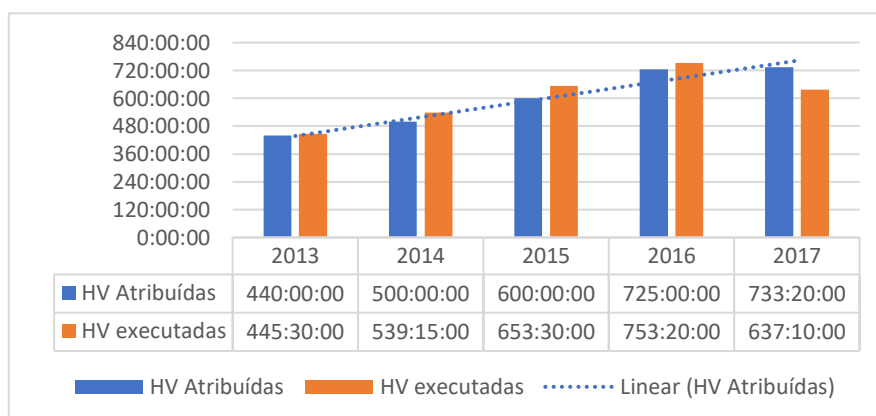


Figura 5-1 Apresentação das horas de voo atribuídas e executadas pela esquadra 504, entre 2013 e 2017

5.1.1 Horas de voo por modalidade de ação

Em termos operacionais a esquadra 504 possui três modalidades de ação, tendo mais três relacionadas com voos de manutenção, de qualificação da tripulação e de cerimónias militares. Os dados contidos nos gráficos que serão apresentados a seguir, foram retirados da plataforma SIGOP da Força Aérea Portuguesa e tratados pelo investigador.

As três modalidades de ação inseridas no contexto operacional da esquadra consistem em: evacuações aeromédicas e transporte de órgãos urgente (AIREV), transporte de altas entidades (VIPLF) e transporte logístico (ALSO). Como se verá nas três figuras seguintes, é considerada uma quarta modalidade de ação designada por outros, onde estão contempladas as missões fora do contexto operacional já mencionadas.

Na Figura 5-2, estão representadas as horas de voo executadas pela esquadra em 2013 e 2014. Como se pode verificar, as missões de transporte de altas entidades constituem a maior parte de horas voadas em ambos os anos. De facto, em 2013 e 2014 executaram-se 240 e 280 horas, respetivamente. O transporte de órgãos urgente e evacuações aeromédicas, surgem a seguir com 120 horas voadas em 2013 e 206 em 2014. O apoio logístico fornecido pela esquadra perfez cerca de 18 horas em 2013, ao passo que em 2014 atingiu as 80 horas. A discrepância de horas voadas em apoio logístico, deveu-se ao elevado número de missões dedicadas ao transporte de militares para missões no Mali, na Lituânia e Camarões, durante o ano de 2014. As restantes horas, foram dedicadas a missões fora do âmbito operacional.

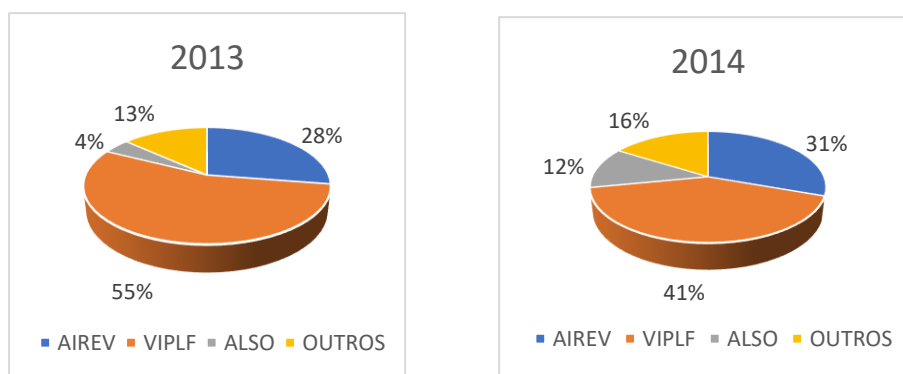


Figura 5-2 Gráfico circular com as percentagens das diferentes modalidades de ação dos anos 2013 (à esquerda) e 2014 (à direita)

A Figura 5-3 pretende retratar a relação de horas voadas nas diferentes modalidades de ação, nos anos de 2015, 2016 e 2017. Tal como verificado na Figura 5-2, também nos anos 2015 e 2016, a maior quantidade de horas voadas foi em missões de transporte de altas entidades. Em 2015, foram voadas cerca de 355 horas, ao passo que em 2016 perfez um total de 407 horas. À semelhança dos dois anos anteriores, as missões de apoio médico constituíram a segunda modalidade de ação mais voada, com mais de 164 horas em 2015 e 197 em 2016. As missões de apoio aéreo logístico

aumentaram em ambos os anos, atingindo um total de 94 horas em 2015 e 134 no ano seguinte. O elevado número de horas despendidas para este fim, em 2016, poderá ser justificado com missões de transporte de pilotos comandantes da aeronave EH-101, para destacamentos nos Açores e Madeira. As horas sobran­tes dedicaram-se a missões fora do âmbito operacional, como qualificação de tripulações e voos de manutenção.

Em 2017, as proporções de horas voadas em cada uma das modalidades de ação já mencionadas, manteve-se como podemos observar na Figura 5-3. As missões de transporte de entidades, ocuparam 408 horas das 733 atribuídas à esquadra. Na segunda modalidade mais voada foram despendidas 183 horas de voo. Já o apoio aéreo logístico apenas atingiu as 91 horas de voo, montante semelhante ao ano 2015. Nas restantes modalidades de voo foram despendidas quase 43 horas, sendo que a maioria foram voadas em missões de qualificação de tripulações.

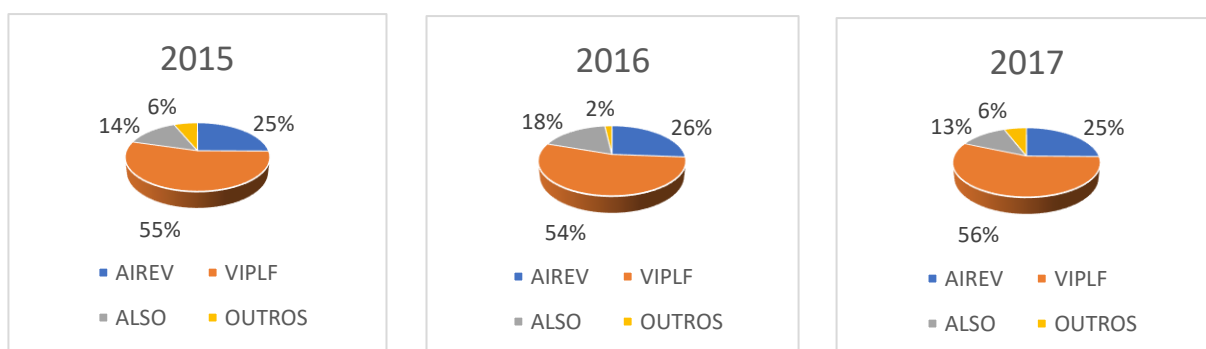


Figura 5-3 Gráfico circular com as percentagens das diferentes modalidades de ação dos anos 2015, 2016 e 2017

5.2 Custos de operação da aeronave Falcon 50

No estudo relativo ao custo de operação da aeronave Falcon 50 estão contemplados os investimentos feitos, entre os anos 2013 e 2017, em aeronaves, motores, aquisições e combustível. Na Tabela 5-1 encontram-se os custos totais anuais excluindo o combustível gasto e a manutenção.

Tabela 5-1 Custos associados à operação da aeronave Falcon 50, excluindo o combustível

ANO	CUSTOS (operação excluindo o combustível e manutenção)
2013	1 079 774 €
2014	610 916 €
2015	2 184 985 €
2016	1 877 337 €
2017	573 447 €

O custo relativo ao consumo de combustível está diretamente associado ao preço do combustível e ao número de milhas náuticas percorridas em cada ano. Deste modo, na Tabela 5-2 encontram-se espelhados o preço médio do combustível por litro, o número de milhas percorridas e os custos totais anuais.

Tabela 5-2 Custos associados ao consumo de combustível na aeronave Falcon 50 desde 2013 até 2017.

ANO	Preço por litro	Milhas Náuticas	Custo
2013	0.8136 €/L	187110 NM	477.118,66 €
2014	0.7679 €/L	226485 NM	537.189,94 €
2015	0.5979 €/L	274470 NM	545.199,37 €
2016	0.5369 €/L	316400 NM	518.046,14 €
2017	0.6013 €/L	288960 NM	572.083,09 €

5.3 Custo e tempo de implementação do kit

O kit de implementação de winglets na aeronave Falcon 50, comercializado pela Aviation Partners Incorporated, pressupõe a montagem e pintura da estrutura. No entanto, dado os serviços que prestam à Força Aérea Portuguesa, a empresa Jet Aviation seria a responsável pela montagem do kit.

O tempo de inatividade avançado pelo fabricante para a implementação da modificação é de cinco semanas, sendo que quatro correspondem ao tempo de execução (Dassault Falcon , 2014). Contudo, a Jet Aviation segundo o seu representante em Portugal, Stefan Buschle, afirma que o tempo total estimado de inatividade da aeronave seria entre seis a oito semanas (Buschle, 2017).

O custo de implementação pode ser dividido em duas componentes: despesa de compra e o custo inerente à implementação do mesmo. Na primeira fase, estima-se

um investimento de aproximadamente 500 000 US Dollars. O custo da instalação da modificação é aproximadamente 700 000 US Dollars, sendo que neste valor está incluída a montagem e a pintura das asas. Desta forma, o investimento total estimado por aeronave é de 1 200 000 US Dollars (Buschle, 2017).

5.3.1 Manutenção após instalação do kit

A instalação de winglets não altera quaisquer inspeções periódicas já praticadas pela manutenção da aeronave Falcon 50. Pelo contrário, são necessárias algumas intervenções adicionais após a implementação do kit. A estruturação do manual de manutenção da aeronave com a modificação foi baseada, pelo fabricante, no programa de inspeções estabelecido para a aeronave Falcon 900. Esta assunção é praticável, dada a semelhança de estrutura das asas das duas aeronaves (Aviation Partners Incorporated, 2016).

As inspeções adicionais que se podem considerar após a instalação dos winglets, dividem-se em inspeções à asa e à própria estrutura. Na Tabela 5-1 a) estão representadas as inspeções adicionais às asas, consoante o número de voos executados após a implementação. As inspeções obrigatórias aos winglets, após a sua instalação, podem ser analisadas na Tabela 5-1 b).

Tabela 5-3 a) Inspeções adicionais à asa da aeronave, após a instalação do kit; b) Inspeções obrigatórias aos winglets após a sua implementação. Adaptado de (Aviation Partners Incorporated, 2016)

Inspection <1>	Title/Operation	Threshold (Flights)	Repeat Interval (Flight)
53-41-00-220-802-53-050	Detailed inspection of the lower wing root bolt recesses	11250	7500
57-10-01-210-801-57-008	General visual inspections of the wing lower panels	11250	3750
57-10-14-220-801-57-060	Detailed inspection of the wing front spar from root to rib 17, except rib 6 to rib 9	11250	3400
57-10-14-220-801-57-070	Detailed inspection of the wing front spar from rib 6 to rib 9	11250	1675
57-10-15-220-801-57-090	Detailed inspection of the wing rear spar 1 from root to rib 3	11250	2300
57-10-15-220-802-57-080	Detailed inspection of the wing rear spar 2 from rib 3 to rib 17	11250	3300
57-10-15-250-801-57-050	Eddy-current inspection of the rib 8 rear wing spar splice plat	7500	1650

a)

Inspection	Title/Operation	Threshold (Flight)	Repeat Interval (Flight)
57-API-1	Aileron Access Door Access: Aileron access door removed	8750	7500
57-API-2	Wing-Winglet Attachment Access: As visible	11250	7500
57-API-3	Lower Strap Termination Access: As visible	5000	5000

b)

Mediante a informação disponível no manual de manutenção da aeronave modificada, podemos concluir que não existem custos significativos destinados à sustentação das plataformas instaladas, visto que não são previstas aquisições adicionais de material. Deste modo, na presente dissertação apenas se irão considerar os investimentos iniciais de aquisição e instalação do kit.

5.4 Avaliação do tempo de retorno de investimento

Na modificação em estudo, a maneira mais provável de recuperar o investimento passa pela diminuição do consumo de combustível. Contudo, poderá dar-se o caso de não ser possível recuperar o investimento. Nesse caso, é necessário fazer um balanço das valências que a modificação trará à operação da aeronave, como é o caso do aumento de alcance previsto na implementação do kit. Os dados que serão apresentados na presente secção, em forma de tabela, foram retirados do manual de performance da aeronave (Dassault Aviation, 2017) e tratados pelo investigador.

5.4.1 Consumo de combustível após a modificação

Nesta secção serão comparadas as performances da aeronave Falcon 50 com e sem winglets, durante a subida e voo nivelado. Segundo o fabricante das superfícies, as principais vantagens ocorrem nas duas fases de voo mencionadas. Contudo, dada a semelhança dos resultados, apenas serão representados os gráficos referentes à configuração mais leve, ou seja, 32000 libras à decolagem, visto ser a que mais se assemelha às condições simuladas. Os gráficos das restantes configurações encontram-se disponíveis no Anexo C.

5.4.1.1 Consumo de combustível durante a subida

Durante a subida o fabricante, embora não especificando a magnitude, afirma que após a instalação do kit se verifica uma redução da quantidade de combustível gasto e do tempo de subida (Aviation Partners Incorporated, 2018).

De facto, a aeronave modificada apresenta menores consumos durante a subida para todas os níveis de voo a partir dos 31000', para qualquer uma das configurações possíveis. No entanto, como poderemos constatar através dos resultados analíticos presentes na Tabela 5-4, para subidas entre os 5000' e os 25000' a versão original apresenta um desempenho mais satisfatório, no que se refere ao consumo de

combustível. Através da observação da Figura 5-4, podemos concluir que à medida que vamos aumentando o nível de voo, os benefícios da instalação dos winglets tornam-se mais pronunciados.

Tabela 5-4 Representação dos consumos de combustível da aeronave modificada durante a subida, em comparação com a versão original

Consumo de combustível	Impacto Negativo		Impacto Positivo	
	Altitudes	Valor	Altitudes	Valor
32000'	5000'-31000'	+3,27%	31000'-41000'	-3,10%
Low Feeder	5000'-31000'	+4,78%	31000'-41000'	-4,36%
High Feeder	5000'-31000'	+3,83%	31000'-41000'	-4,76%

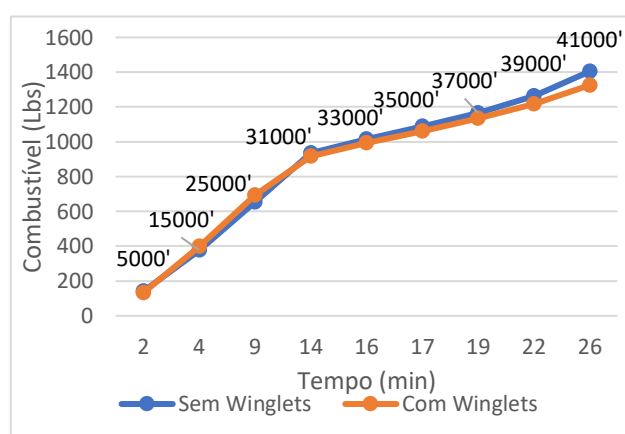


Figura 5-4 Representação do combustível gasto em função do tempo de voo com e sem winglets, para um peso à decolagem de 32000 libras

5.4.1.2 Consumo de combustível em voo nivelado

O voo cruzeiro da aeronave Falcon 50 pode ser realizado a 0.75 e 0.80 Mach, segundo o manual de performance da mesma (Dassault Aviation, 2017). Pela semelhança de resultados obtidos para as duas velocidades, apenas será apresentado o estudo relativo à velocidade cruzeiro de 0.75 Mach. No entanto, o estudo elaborado para a velocidade mais elevada encontra-se disponível no Anexo D.

Em voo nivelado, a aeronave com winglets apresenta menores consumos de combustível para todas as massas à decolagem, em níveis de voo superiores a 31000'. No entanto, na configuração de 32000 libras à decolagem verifica-se o oposto para níveis de voo entre os 20000' e os 31000', enquanto que em *Low Feeder* apenas se constata este resultado para os 20000'. Como se pode concluir através da Tabela 5-5, em *High* e *Low Feeder* a aeronave modificada apresenta menores consumos em todos os níveis de voo, bem como aumenta o teto máximo operacional

para 41000'. Na Figura 5-5 é possível verificar a tendência descrita, sendo que a diferença de consumos entre a aeronave modificada e a original aumenta com o aumento da altitude de pressão.

Tabela 5-5 Representação dos consumos de combustível da aeronave modificada em voo nivelado, em comparação com a versão original

Consumo de combustível	Impacto Negativo		Impacto Positivo		Teto máximo	
	Altitudes	Valor	Altitudes	Valor	c/winglets	s/winglets
32000 lbs	20000'-31000'	+1.81%	33000'-41000'	-2.54%	41000'	41000'
Low Feeder	20000'	+1.38%	31000'-39000'	-2.56%	41000'	39000'
High Feeder			20000'-39000'	-2.92%	41000'	39000'

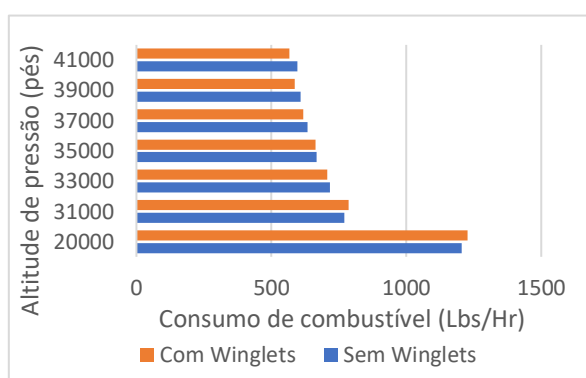


Figura 5-5 Representação do consumo de combustível por hora da aeronave Falcon 50 com e sem winglets, em voo cruzeiro, na configuração de 32000 libras à decolagem

5.4.2 Alcance da aeronave após instalação de winglets

Neste ponto são comparados os alcances operáveis pela aeronave Falcon 50 na sua versão original e com winglets. Segundo a Aviation Partners Incorporated, a aeronave em voo cruzeiro, à velocidade de 0.75 Mach, terá um aumento em 7% do alcance. Adicionalmente, voando à velocidade de 0.80 Mach, verificar-se-á um aumento no alcance de 5% (Aviation Partners Incorporated, 2018). No entanto, à semelhança do ponto anterior, apenas serão representados os gráficos referentes à configuração mais leve à decolagem, estando as restantes representações disponíveis no Anexo E.

5.4.2.1 Alcance da aeronave

O alcance da aeronave modificada é geralmente maior do que o praticado pela versão original, dependendo dos níveis de voo voados. De facto, nas duas configurações mais leves, a aeronave sem winglets apresenta um rácio de milhas percorridas por libra de combustível gasto superior, quando a operação ocorre abaixo dos 31000'.

Contudo, nos restantes níveis de voo, a aeronave com o kit instalado apresenta alcances superiores nas três configurações possíveis, como podemos constatar pelos cálculos analíticos representados na Tabela 5-6. À semelhança do que se concluiu no estudo do consumo de combustível, através da Figura 5-6, verificamos que os benefícios da modificação se tornam mais notórios com o aumento do nível de voo.

Tabela 5-6 Representação da variação do alcance da aeronave modificada em relação à versão original, a 0.75 Mach

Alcance	Impacto Negativo		Impacto Positivo		Teto máximo	
	Altitudes	Valor	Altitudes	Valor	c/winglets	s/winglets
32000 lbs	20000'	-1,57%	31000'-41000'	+2,52%	41000'	41000'
Low Feeder	20000'	-1,34%	31000'-41000'	+2,55%	41000'	39000'
High Feeder			31000'-39000'	+3,14%	41000'	39000'
Média	2,33%					

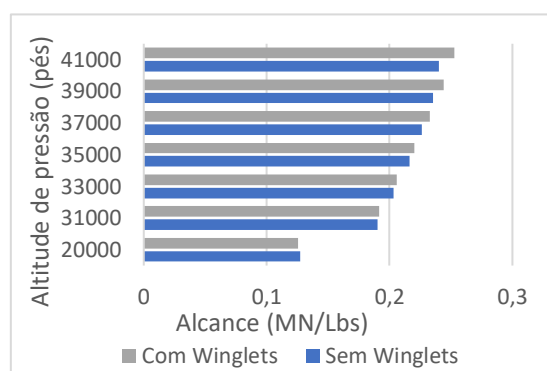


Figura 5-6 Representação do alcance em milhas náuticas por libra, em função do nível de voo, à velocidade 0.75M na configuração de 32000 libras à decolagem

A variação de alcance à velocidade de 0.80 Mach torna-se mais pronunciada na medida em que a modificação compensa em todos os níveis de voo. Isto é, para além do alcance da aeronave com winglets ser superior para todas as configurações, esta versão possui ainda um teto máximo operacional superior. Através da Tabela 5-7 podemos afirmar que o teto máximo irá variar consoante a configuração de peso à decolagem. Na Figura 5-7 encontra-se representado o rácio de milhas náuticas que é possível percorrer por libra de combustível gasto.

Tabela 5-7 Representação da variação do alcance da aeronave modificada em relação à versão original, a 0.80 Mach

Alcance	Impacto Negativo		Impacto Positivo		Teto máximo	
	Altitudes	Valor	Altitudes	Valor	c/winglets	s/winglets
32000 lbs			31000'-37000'	+1,48%	41000'	37000'
Low Feeder			31000'-37000'	+1,86%	41000'	37000'
High Feeder			31000'-35000'	+1,94%	41000'	35000'
Média	1,76%					

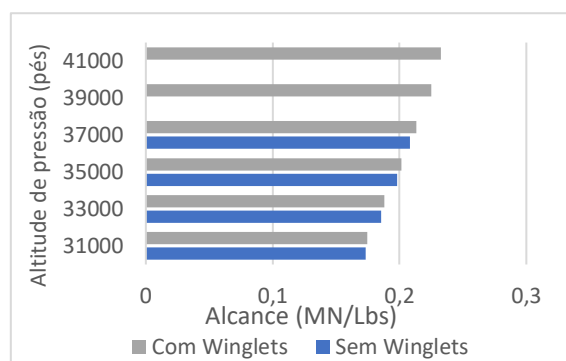


Figura 5-7 Representação do alcance em milhas náuticas por hora, em função do nível de voo, à velocidade de 0.80M na configuração de 32000 libras à descolagem

5.4.3 Tempo estimado para recuperação de investimento

O processo de investimento num determinado projeto, deverá ser alvo de uma análise fundamentada em registos históricos, técnicos e previsionais. Desta forma, é possível avaliar as características de retorno de investimento, diminuindo o risco associado ao projeto (Pereira, 2008).

5.4.3.1 Combustível médio poupado com a modificação

O combustível médio poupado com a modificação exige um conjunto de cálculos intermédios referentes: ao ROC médio para cada nível de voo, duração média dos voos e tempo despendido durante a subida e em voo cruzeiro.

Com o objetivo de dividir o tempo de voo em duas partes, a de subida e de voo cruzeiro, foram analisados os dados relativos a estas duas fases de voo separadamente. Desta forma, foi calculado o ROC entre os 25000' e o teto operacional máximo para cada uma das configurações de peso abordadas. De seguida, como se pode verificar pela Tabela 5-8, foi calculada uma média aritmética dos três rácios de subida.

Tabela 5-8 Média da taxa de subida da aeronave nas três configurações de massa total à decolagem

Massa à decolagem (Lbs)	32000	Low Feeder	High Feeder	Média
ROC (ft/min)	2506,7	2221,1	2004,9	2244,2

Com o rácio de subida médio tornou-se possível calcular o tempo médio em subida. Na média calculada foram contemplados os tempos de subida desde os 1500' até aos níveis de voo compreendidos entre os 25000' e os 41000'. Desta forma, o tempo médio obtido para a fase de subida correspondeu a 14 minutos e 40 segundos.

A duração média de um voo ou missão realizado pela esquadra é um fator preponderante para o cálculo do tempo despendido em voo cruzeiro. Neste cálculo foram usados como amostra, todos os voos realizados entre 2013 e 2017. Dada a variedade do espectro temporal de cada missão realizada, para além da média aritmética, foi necessário analisar a moda amostral. Perante um total de 1566 voos realizados, a média foi calculada através do programa Microsoft Excel que equivaleu a 1 hora e 58 minutos. Como podemos verificar através da Figura 5-8, a moda e a média coincidem, estando situadas no intervalo de tempo entre 1 hora e 58 minutos e 2 horas e 20 minutos, o que tornou possível o uso da duração média para os cálculos que seguem.

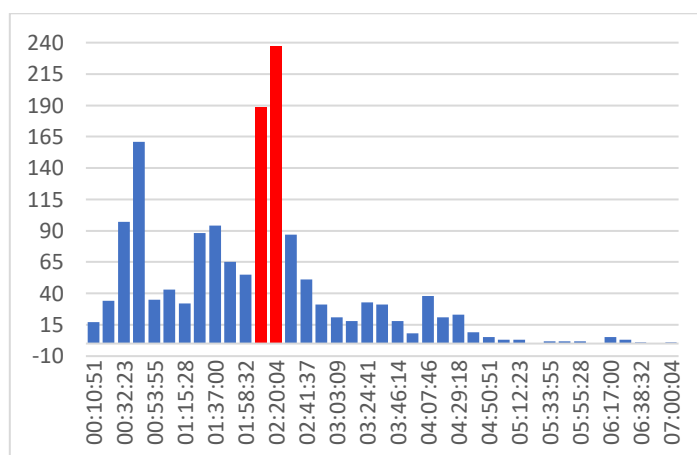


Figura 5-8 Representação do histograma referente ao número de voos realizados (eixo das ordenadas) para cada duração de voo (eixo das abcissas)

Desta maneira, com a quantificação da duração média das missões e do tempo médio despendido durante a subida, foi possível dividir o voo em termos temporais nestas duas fases. De facto, a duração média em voo cruzeiro equivale a 87,56% do tempo total em voo, sendo que o restante tempo é ocupado com a subida. Repare-se que a fase descendente do voo é desprezada, dada à insignificância de combustível gasto

em relação às restantes fases. Os resultados obtidos no estudo relativo ao consumo de combustível em subida e em cruzeiro, que se encontram na Tabela 5-9, foram indispensáveis para o cálculo de combustível poupando durante um voo. Como podemos verificar pela expressão 5.2, foram calculadas as poupanças médias para cada uma das fases de voo, nas três configurações de peso à descolagem. Seguidamente, foram aplicadas essas percentagens consoante o tempo de voo respetivo a cada fase, obtendo uma poupança total de 1,849%.

Tabela 5-9 Apresentação dos resultados obtidos no estudo relativo ao consumo de combustível durante a subida e o voo cruzeiro à velocidade de 0.75 Mach

Massa à descolagem (Lbs)	Combustível poupado durante a fase de subida (%)	Combustível poupado durante o voo cruzeiro (%)
32000	2,15	0,83
<i>Low Feeder</i>	3,45	1,47
<i>High Feeder</i>	2,90	2,84
Média	2,83	1,71

$$\text{Combustível médio poupado} = (2,83 \times 0,1244) + (1,71 \times 0,8756) = 1,849\% \quad (5.2)$$

5.4.3.2 Perspetiva futura para o preço de combustível

De maneira a avaliar a poupança face à implementação dos winglets, foi necessário analisar qual a variação do preço do barril de petróleo perspectivada. De acordo com o estudo desenvolvido por Lee e Huh, a maior procura acompanhada de menor oferta, a diminuição do índice do dólar e os eventos geopolíticos atuais, contribuirão para um aumento do preço do petróleo (Lee & Huh, 2017).

No Anexo F encontra-se, em forma de tabela, o preço estimado do barril de petróleo por ano, até 2040. Foi necessário estabelecer um preço de referência que fosse transversal a todo o projeto, ao longo do período de vida da frota. De modo a tornar possível o cálculo de combustível economizado anualmente, foi necessário relacionar o preço do petróleo bruto com o preço do combustível usado na aeronave Falcon 50. Através dos valores do custo de combustível já apresentados, concluiu-se que o preço médio será de 0,6635 euros por litro. Deste modo, com a previsão anual disponível até 2040, decidiu-se usar o valor médio de 1,393 euros por litro, como representado na Figura 5-9.

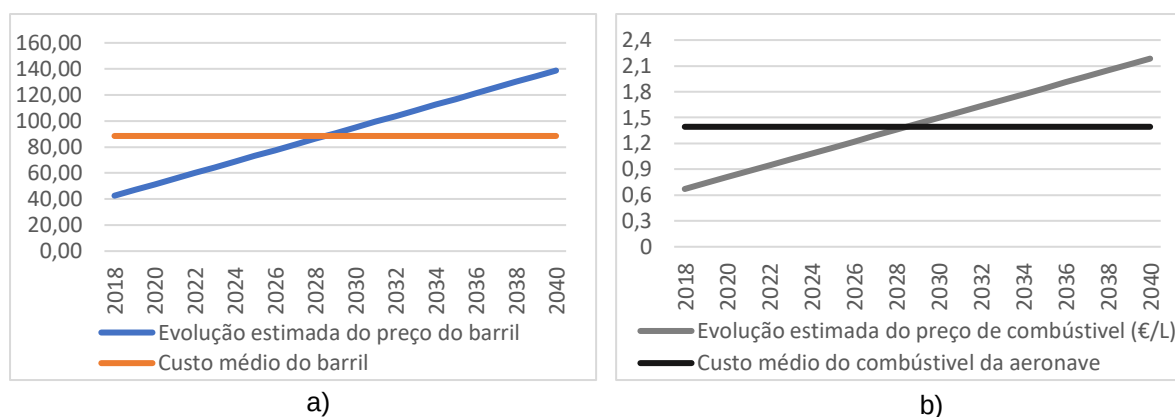


Figura 5-9 Representação gráfica da evolução do preço: a) do petróleo e b) do combustível da aeronave, e respetivas médias.

De acordo com os dados da Tabela 5-2 procedeu-se ao cálculo do número de litros médio gasto por ano, obtendo um total de 349 759,56 litros. O montante poupado em euros foi calculado tendo em conta: a percentagem de combustível economizado, o número de litros gastos por ano e o preço do combustível por litro. Nas expressões 5.3 e 5.4 podemos observar o cálculo da quantidade de litros poupados com a modificação e a quantia em euros poupada, respetivamente, por ano.

$$\text{Litros poupados com a modificação} = 349\,759,56 \times 0,0185 = 6470,55 \text{ L} \quad (5.3)$$

$$\text{Montante poupado com a modificação} = 6470,55 \times 1,393 = 9013,47 \text{ €} \quad (5.4)$$

5.4.3.3 Período de Recuperação de Investimento, Taxa Interna de Rentabilidade e Valor Atual Líquido

O investimento necessário na aquisição da modificação, bem como os benefícios inerentes à mesma, deverão ser alvo de estudo para que se possa decidir com maior segurança. Existem duas categorias de métodos de seleção de projetos preconizadas pelo *Project Management Institute* (PMI): a análise de benefícios e os modelos económicos (Pereira, 2008). A análise de benefícios foi o método desenvolvido no ponto anterior, resta agora analisar os modelos económicos.

Os modelos económicos pretendem analisar indicadores económico-financeiros, como o Período de Recuperação de Investimento (PRI), a Taxa Interna de Rentabilidade (TIR) e o Valor Atual Líquido (VAL). O estudo do PRI calcula o número de anos necessários até os *cash flows* acumulados previsionais igualarem o investimento inicial. Para definir a TIR é necessário introduzirmos o conceito de VAL,

uma vez que esta é a taxa de atualização que o torna nulo. Desta forma, a TIR representa a remuneração máxima que o projeto poderá proporcionar. Por outro lado, o Valor Atual Líquido é um indicador do valor, no presente dia, dos benefícios futuros do projeto (Pereira, 2008).

O cálculo do PRI, demonstrado na expressão 5.5 indica que serão necessários 108,10 anos para recuperar o investimento inicial de 974 400 €¹, face a um ganho anual de 9013,47 €. A simplificação da fórmula do PRI, deve-se ao facto de estarmos perante uma perpetuidade, uma vez que este projeto não possui vida útil e está desenhado até ao *phase out* da frota, que não está determinado.

$$\text{PRI: } -974\,400 + 9\,013,47 \times \text{tempo de recuperação} = 0 \quad (5.5)$$

Na expressão 5.6, que permite calcular a TIR, chegamos a um valor de 0,009.

$$-974\,400 + \frac{9\,013,47}{\text{TIR}} = 0 \quad (5.6)$$

Para o cálculo do VAL é necessário determinar uma taxa de atualização dos *cash flows*. Para determinar essa taxa de atualização vamos aplicar o modelo do *Capital Asset Pricing Model* (CAPM), como se pode verificar na expressão 5.7.

O CAPM, calculado pela expressão 5.8, é um modelo que estabelece uma relação direta entre a rendibilidade e o risco. De acordo com este modelo, os investidores devem exigir uma rendibilidade igual à taxa de juro das aplicações sem risco adicionado, de um prémio de risco que é proporcional ao Beta do ativo.

$$\text{VAL} = -974\,400 + \frac{9\,013,47}{\text{CAPM}} \quad (5.7)$$

$$\text{CAPM} = r_f + \beta (r_m - r_f) \quad (5.8)$$

r_f – Taxa de Juro Sem Risco

β – Medida de Risco

r_m – Prémio de Risco de Capital

$(r_m - r_f)$ – Prémio de Risco do mercado

¹ A taxa de conversão de U.S. Dollars em euros foi de 0,833 euros/U.S.Dollar

Para a taxa de juro sem risco foi utilizado o valor de 1,29% referente às *yields* das obrigações alemãs, em março de 2018, dado que a Alemanha ao contrário de Portugal possui um *rating* de AAA (*Standard & Poor's Rating*) (World Government Bonds, 2018). Os valores da medida de risco e prémio de risco de capital, que equivalem a 1,08 e 0,0736, respetivamente, foram obtidos através das tabelas de Aswath Damodaran publicadas em janeiro de 2018, referente ao setor industrial Aeroespacial/Defesa (Damodaran, 2018).

Assim, torna-se viável o cálculo de CAPM e consecutivamente o valor do VAL:

$$\text{CAPM} = 0,0129 + 1,08 (0,0736 - 0,0131) = 0,07844$$

$$\text{VAL} = -974\,400 + \frac{9\,013,47}{0,07844} = -859\,490,90 \text{ €}$$

Desta forma, através do resultado de VAL podemos prever que do ponto de vista económico o projeto não será viável, uma vez que o valor atual líquido é negativo.

5.4.3.4 Estimativa do Erro relativo

Como vimos, o cálculo do tempo de recuperação de investimento foi elaborado com base numa estimativa do preço de combustível até 2040. No entanto, para averiguar qual o erro relativo deste cálculo foi necessário elaborar um estudo semelhante baseado noutra estimativa do preço de combustível.

A *U.S Energy Information Administration* (EIA) é uma entidade independente que elabora análises e estudos estatísticos, relativos à produção e consumo de energia. Nos documentos publicados incluem-se estimativas do preço do barril de petróleo, com base no crescimento macroeconómico, preços mundiais de petróleo, progresso tecnológico e políticas de energia (Energy Information Administration , 2017). Deste modo, a tabela com a estimativa do preço do barril de petróleo, e consequentemente do preço do combustível da aeronave em estudo, encontra-se disponível no Anexo F.

O cálculo do tempo de recuperação de investimento, com a nova estimativa do preço de combustível, seguiu o mesmo raciocínio do estudo anterior. Na tabela 5-10 podemos observar que os resultados obtidos são menos conservadores que os anteriores. Tal facto deve-se à subida do preço do barril, segundo a EIA, ser superior à estimativa apresentada pela fonte anterior. Deste modo, atendendo aos resultados

obtidos nos dois estudos, podemos afirmar que cálculo de recuperação de investimento possui um erro relativo de 12,34%.

Tabela 5-10 Resultados obtidos através do estudo de recuperação de investimento com outra estimativa do preço do barril de petróleo

Preço do combustível	Poupança por ano	PRI	TIR	VAL
1.590 (€/Litros)	10 282,6 €	94,76 anos	0,01	- 8 433 11,26€

5.5 Análise e discussão dos resultados

De acordo com os resultados obtidos no ponto 5.4.3.3, podemos verificar que a pesar dos benefícios conseguidos com o winglets não é possível recuperar o investimento em tempo de vida útil da frota. Isto porque, não sabendo o tempo para o *phase out* da aeronave, é possível afirmar com um elevado grau de confiança que a frota não durará os 108,10 anos necessários para a recuperação de investimento.

Neste estudo podemos comprovar que em condições normais de voo, não se verificam os aumentos de alcance de 5% e 7%, avançados pelo fabricante. De facto, verificou-se que à velocidade de 0.75 M, os winglets promovem um aumento médio de 2,33%, considerando todas as fases de voo. Se considerarmos o voo à velocidade de 0.80 M, obtém-se um aumento de 1,76%. Deste modo, podemos concluir que o alcance é aumentado 2,05% com a modificação, que corresponde a 60 MN, atendendo ao alcance máximo da versão original de 2969,8 MN.

Relativamente ao consumo de combustível verificou-se uma redução de 2,83% durante a subida e de 1,71% em voo cruzeiro. Desta forma, atendendo ao tempo despendido em cada fase, concluiu-se que se consumiriam menos 6470,55 litros de combustível por ano, que equivale a uma redução total de 1,85% por voo.

Desta forma, observando os resultados obtidos assume-se que os benefícios inerentes à modificação são insuficientes para recuperar o investimento em tempo útil de frota. Contudo, verificou-se que com a implementação de winglets, o custo de operação da aeronave reduziria em 9013,47 euros por ano. Do ponto de vista operacional, a modificação demonstrou beneficiar a performance da aeronave, uma vez que se verificou um aumento da sustentação e redução da resistência, resultando num aumento da eficiência aerodinâmica em 11,02%, calculado no capítulo 4.

Capítulo 6. Conclusões

No presente capítulo são apresentados os resultados finais e recomendações para trabalhos futuros.

A aeronave Falcon 50, operada pela esquadra 504 da Força Aérea Portuguesa, despende grande parte das horas de voo em missões como: transporte de órgãos urgente, transporte de altas entidades e apoio logístico. Estes tipos de missão requerem à aeronave flexibilidade, velocidade e alcance, uma vez que voa para os mais variados destinos em todo o mundo. De facto, possui um alcance de 3087 MN e velocidades cruzeiro de 0.75 a 0.80 Mach. Dada a importância estratégica e operacional da frota, tornou-se relevante estudar a viabilidade de uma modificação que permitisse aumentar estas capacidades, potenciando a qualidade de execução da missão.

Desta forma, a realização da presente dissertação teve como objetivo estudar a impacto da instalação dos winglets na aeronave Falcon 50, em termos económicos e operacionais. Os winglets são estruturas desenhadas para reduzir a resistência aerodinâmica resultante dos vórtices de ponta de asa. Neste sentido, foi desenvolvida uma revisão bibliográfica onde estão contidos os princípios básicos da aerodinâmica e os fundamentos físicos que sustentam os winglets. Adicionalmente foram destacados, e posteriormente seriados, programas computacionais com capacidade Computer Aided Design (CAD) e análise Computational Fluid Dynamics (CFD), ferramenta fundamental para a obtenção de resultados.

Posteriormente, procedeu-se à análise da performance da aeronave em voo de acordo com a informação disponível nos manuais de voo da esquadra. O objetivo desta análise pretendeu avaliar as condições físicas de voo mais frequentes, de modo a serem simuladas posteriormente. Desta forma, foram analisadas as configurações de peso à descolagem, altitude cruzeiro, distância aos destinos mais frequentes, consumo de combustível e performance da aeronave durante a subida, isto é, Rate of Climb (ROC).

Seguidamente, foi necessário obter os dados geométricos da asa e do winglet, de modo a ser possível modelá-los em CAD. No entanto, foi necessário proceder-se à medição de ambas as estruturas, dada a impossibilidade de obtenção da informação por parte do fabricante. Após a elaboração do projeto CAD procedeu-se à configuração do modelo computacional, usado nas simulações CFD da asa com e

sem winglets. De seguida, foram analisados os resultados obtidos e tecidas algumas considerações relativamente aos mesmos.

De seguida foram novamente analisadas as performances da aeronave original e modificada, com a informação contida nos respetivos manuais de voo, permitindo a análise da viabilidade económica do projeto. Inicialmente, foi feita uma análise das horas de voo executadas e calculada uma média da duração de voo por missão. Seguidamente verificaram-se os custos associados à operação da aeronave, i.e., custos de manutenção, aquisições e consumo de combustível desde 2013 até 2017. De modo a calcular o montante economizado com a modificação, foi feita uma comparação das duas asas entre alcances e consumos de combustível. Esta fase termina com a estimativa de recuperação de investimento, mediante o preço médio de combustível expectável até 2040.

Por fim, através das análises CFD e do cruzamento dos dados de performance disponibilizados pelo fabricante, foi possível concluir que a implementação de winglets no Falcon 50 não é viável economicamente. Isto é, apesar dos benefícios extraídos da modificação, provou-se não serem suficientes para recuperar o investimento em tempo útil, dada as características de voo operadas pela esquadra. Contudo, do ponto de vista operacional, podemos concluir que a modificação contribui positivamente para performance da aeronave, ao aumentar o alcance e o teto máximo operacional e diminuir o consumo de combustível.

6.1 Resultados finais

Os resultados evidenciados nas análises computacionais provam que, com winglets, a aeronave Falcon 50 apresenta melhorias na performance e no consumo de combustível. Partindo da observação da distribuição de velocidades em torno do perfil alar, concluiu-se que era semelhante na raiz de ambas as asas. No entanto, ao analisar o último perfil da asa verificou-se que a versão com winglets possuía uma distribuição mais ordenada das velocidades, assemelhando-se à raiz da asa, sendo que o winglet atenuou o impacto dos efeitos tridimensionais do escoamento junto à ponta da asa.

Relativamente à distribuição de pressão ao longo da asa verificou-se que os winglets promovem um diferencial de pressão, entre o intradorso e o extradorso, superior à versão original. No entanto, a análise isolada deste resultado foi inconclusiva, uma

vez que poderíamos verificar um aumento de sustentação acompanhado de um aumento da vorticidade que produziria maior resistência aerodinâmica induzida. Deste modo, foi necessário analisar a vorticidade do escoamento com o intuito de perceber qual o impacto deste aumento do diferencial. De facto, partindo da análise da vorticidade ao longo da esteira, concluiu-se que a magnitude por segundo foi superior na asa sem winglets, atingindo um máximo de 341,93, enquanto que na asa modificada não excedeu os 250,76 pela mesma unidade de tempo. Desta forma, com a modificação obteve-se uma redução na magnitude máxima de vorticidade de 26,66%.

Os resultados quantitativos mostraram ser coerentes com a análise qualitativa dos testes em CFD, em que se concluiu que a sustentação gerada pela asa com winglets foi 8,46% superior à verificada na asa original, contrariamente à resistência que diminuiu 2,28% com a implementação do kit de winglets. A combinação destes fatores resultou num aumento de 11,02% da eficiência aerodinâmica na asa modificada. A validação destes resultados foi elaborada com base na comparação dos cálculos analíticos de sustentação, e respetivo coeficiente, com os resultados obtidos na simulação. Desta análise resultaram desvios compreendidos entre os -2,236% e os 12,807%.

Adicionalmente, a implementação de winglets na aeronave em estudo demonstrou aumentar o seu alcance. De facto, consoante as duas velocidades cruzeiro possíveis de operar, 0.75 e 0.80 Mach, podemos observar um aumento de 2,33% e 1,76%, respetivamente. Desta maneira, é possível afirmar que o alcance médio é 2,05% superior com aeronave modificada, podendo assim percorrer mais 60 milhas náuticas que a versão original.

O consumo de combustível, dado que se trata de uma aeronave militar, seria a única forma de recuperar o investimento feito com a modificação. De facto, com os winglets foi possível reduzir, em média, 1,85% do consumo de combustível por voo. Contudo, perante o investimento necessário, concluiu-se que apenas se conseguiria recuperar o investimento 108,10 anos após a aquisição, dada a poupança anual de 9013,47 €.

Resumindo, em resposta à questão de partida “Em que medida é vantajosa a implementação de winglets na performance e economia de operação da aeronave Falcon 50 da Força Aérea Portuguesa?”, a modificação provou ser vantajosa para o

desempenho da aeronave. De facto, com winglets a aeronave consome em média menos 1,85% de combustível, com um alcance médio de 2,05% superior à versão original. Economicamente, não sendo possível recuperar o investimento em tempo útil, com a implementação de winglets, o custo de operação da aeronave Falcon 50 reduziria 9013,47 euros anualmente, face ao valor praticado atualmente.

6.2 Recomendações

Após a elaboração de uma dissertação é possível destacar aspetos que poderão dar continuidade ao trabalho desenvolvido. De facto, seria proveitoso realizar o mesmo estudo utilizando as geometrias reais da asa e do winglet dadas pelo fabricante. Com esta informação seria possível explorar mais configurações em voo, e.g., ângulos de ataque de subida e descida. Relativamente, ao estudo de independência de malha seria importante possuir um poder computacional superior para que se pudesse simular uma malha mais grosseira e outra mais refinada em relação à malha original.

Adicionalmente, seria valorativo utilizar as análises de mecânica de fluidos computacional para otimizar o design dos winglets aplicáveis à aeronave Falcon 50. Esta melhoria poderia passar pela alteração e análise de parâmetros como: o *cant angle*, o *sweep angle* e a envergadura do winglet.

Por fim, recomenda-se que sejam estudadas outras formas de redução da resistência aerodinâmica, e.g., a instalação de *raked wing tips*, de *drooped wingtip* e outros revestimentos da superfície da asa. Desta maneira, seria possível comparar os diversos resultados obtidos e verificar qual a modificação mais rentável para a aeronave Falcon 50.

Referências Bibliográficas

- Abdelghany, E., Khalil, E., Abdellatif, O., & Elhariry, G. (2016). Aircraft Winglet Design and Performance: Cant Angle Effect. *Journal of Robotics and Mechanical Engeneering Research*, 28-34.
- Alves, F. (Abril de 2016). Resistência Aerodinâmica. Academia da Força Aérea.
- Anderson, J. D. (2001). *Fundamental of aerodynamics*. Boston: McGraw-Hill.
- Anderson, J. D. (2007). *Fundamentals of Aerodynamics*. New York: McGraw-Hill.
- ANSYS. (29 de Agosto de 2017). *ANSYS Fluent*. Obtido de ANSYS:
<http://www.ansys.com/Solutions/solutions-by-industry/aerospace-and-defense>
- Autodesk. (29 de Agosto de 2017). *Autodesk CFD*. Obtido de Autodesk:
<https://www.autodesk.com/products/cfd/overview>
- Autodesk. (29 de Agosto de 2017). *CFD, CFD Adadvanced and CFD Motion*. Obtido de Autodesk: <https://www.autodesk.com/products/cfd/compare#>
- Aviation. (20 de Julho de 2017). Obtido de Stack Exchange:
<https://aviation.stackexchange.com/questions/23233/what-is-the-purpose-of-the-small-fins-on-top-of-the-wing-surface-of-boeing-aircr>
- Aviation Partners Incorporated. (25 de Maio de 2016). F50 Series Blended Winglet Program. *Instructions for Continued Airworthiness (FAA STC #ST02241SE)*.
- Aviation Partners Incorporated. (23 de janeiro de 2018). *Benefits of Winglets*. Obtido de Aviation Partners, Inc.: <http://www.aviationpartners.com/aircraft-winglets/performance-and-technology/>
- Bargsten, J. C., & Gibson, T. (2011). NASA inovation in Aeronautics: Select Technologies that have shaped modern aviation. 15-21.
- Benson, T. (5 de maio de 2015). *Wing Area*. Obtido de NASA:
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/area.html>
- Bernoulli, D. (1738). *Hidrodyynamica*.

- Bhaskaran, R., & Collins, L. (2003). Introduction to CFD Basics. *Introduction to CFD Basics*.
- Bramesfeld, T. K. (2016). An optimization Approach to Split-Winglet Design for Sailplane. *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. AIAA SciTech.
- Brederode, V. d. (1997). *Fundamentos de aerodinâmica incompressível*. Lisboa: Edição do Autor.
- Buschle, S. (17 de Maio de 2017). Implementação de Winglets na aeronave Falcon 50. (S. Cabanas, Entrevistador)
- BusinessDictionary. (25 de Agosto de 2017). *Meaning of Legacy Data*. Obtido de BusinessDictionary: <http://www.businessdictionary.com/definition/legacy-data.html>
- CADfix. (25 de Agosto de 2017). *CAD translation, repair and simplification*. Obtido de International TechneGroup: <http://www.iti-global.com/cadfix>
- Caetano, J. (Março de 2017). DEA - C00 : Princípios de voo e revisão. 46. Academia da Força Aérea.
- Carrilho, A. (22 de dezembro de 2017). Custos associados à operação da aeronave Falcon 50. (S. Cabanas, Entrevistador)
- CD-Adapco. (2013). User guide.
- Cella, U., & Romano, D. G. (14 de Agosto de 2009). Assessement of Optimization Algorithms for Winglets Design. *EnginSoft International Conference 2009* (pp. 6-10). EnginSoft. Obtido de EnginSoft: <http://www.enginsoft.it/applications/aerospace/piaggioaero.html>
- Ceron-Muñoz, F. C. (2005). Experimental analysis of aerodynamics characteristics of adaptative multi-winglets. *24th international congress of the aeronautical sciences*. São Paulo, Brasil.
- Chen, C.-c. (13 de Junho de 2000). Aerodynamic Lift Apparatus. *Aerodynamic Lift Apparatus*.

- Cosin, R., Castalano, F., Correa, L., & Entz, R. (2010). Aerodynamic analysis of multi-winglets for low speed aircraft. *Proceeding of 27th International Congress of the Aeronautical Sciences*.
- Crane, D. (1994). *Airframe; Volume 1: Structures*. Newcastle, Washington: Aviation Supplies & Inc.
- Damodaran, A. (janeiro de 2018). *Betas by Sector (US)*. Obtido de Betas by Sector (US):
http://pages.stern.nyu.edu/~adamodar/New_Home_Page/datafile/Betas.html
- Dassault Aviation. (31 de março de 2011). Falcon 50. *Performance Manual*.
- Dassault Aviation. (Novembro de 2014). F50 winglets retrofit. *F50 winglets retrofit*.
- Dassault Aviation. (julho de 2014). Falcon 50. *Airplane Characteristics For Airport Planning*.
- Dassault Aviation. (2017). Falcon 50 Operating Handbook. *Falcon 50 Operating Handbook*.
- Dassault Falcon . (Novembro de 2014). Falcon 50/EX Winglets Retrofit. *Falcon 50/EX Winglets Retrofit*.
- Dedner, A., Nolte, M., Kloforn, R., & Ohlberger, M. (novembro de 2010). A generic interface for parallel and adaptive scientific computing: abstraction principles and the DUNE-FEM module. *A generic interface for parallel and adaptive scientific computing: abstraction principles and the DUNE-FEM module*.
- Edwig, P. (8-9 de Junho de 2015). Best Practices for Aerospace. *South East Asian Conference 2015*, 21. Singapura.
- El Haddad, N., & Gonzalez, L. (2016). Detailed Aero-Structural Design of Winglet for Business Jet. *30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, (pp. 1-9). Daejeon, Korea.
- EMFA. (20 de Maio de 2017). Obtido de <http://www.emfa.pt/www/pagina-001>
- EMFA. (20 de Maio de 2017). Obtido de <http://www.emfa.pt/www/esquadra-41>
- Energy Information Administration . (2017). *Annual Energy Outlook 2017*. Washington, DC: U.S. Department of Energy.

- Esteco. (28 de Agosto de 2017). Why do optimization. *ModeFRONTIER Guide*.
- Gatski, T., & Hussaini, M. (1996). *Simulation and Modeling of turbulent Flows*. New York : Oxford University Press.
- Hall, N. (5 de March de 2015). *What is Lift?* Obtido de National Aeronautics and Space Administration: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/lift1.html>
- Halpert, J. F., Prescott, D., Yechout, T., & Arndt, M. (2010). Aerodynamic Optimization and Evaluation of KC-135R.
- Holmes, B. J., Van Dam, C., Brown, P., & Deal, P. (1980). Flight Evaluation of the Effect of Winglets on Performance and Handling Qualities of a Single-Engine General Aviation Airplane. *NASA*, 10-11.
- Jareteg, K. (17 de setembro de 2013). Coupled solvers and more. *Lecture within CFD with open source 2013*. Chalmers University of Technology.
- Khosravi, S., & Zingg, D. (2017). Aerostructural Perspective on Winglets. *Journal of Aircraft*, 1121-1138.
- Kravchenko, S. (1996). The application of the wing tip lifting surfaces for practical aerodynamic. 1338-1349.
- Lanchester, F. W. (1906). *Aerial Flight Vol 1: Aerodynamics*. Londres: Archibald Constable & Co.
- LEAP CFD team. (25 de Junho de 2012). *Tips & Tricks: Turbulence Part 2 - Wall Functions and Y+ requirements*. Obtido de LEAP Australia CFD blog: <https://www.computationalfluidynamics.com.au/tips-tricks-turbulence-wall-functions-and-y-requirements/>
- Lee, C.-Y., & Huh, S.-Y. (27 de janeiro de 2017). Forecasting Long-Term Crude Oil Prices Using a Bayesian Model with Informative Priors. *Forecasting Long-Term Crude Oil Prices Using a Bayesian Model with Informative Priors*. Academic Editor: Marc A. Rosen.
- Lockney, D. (7 de Junho de 2017). *NASA Spinoff*. Obtido de NASA: https://spinoff.nasa.gov/Spinoff2010/t_5.html
- Maughmer, M. D. (2002). About Winglets. *Soaring Magazine*.

- McLean, D. (2005). Wingtip devices: what they do and how they do it. *Performance and Flight Operations Engineering Conference*.
- Menter, F. (1993). Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows. *AIAA Paper*, 93-2906.
- Merriam-Webster. (20 de Julho de 2017). Obtido de Merriam-Webster: <https://www.merriam-webster.com/dictionary/skin%20friction>
- Moderno Dicionário da Língua Portuguesa. (Março de 1985). Círculo de Leitores, Lda.
- Mortara, K., & Maughmer, M. (1993). A Method for the Prediction of Induced Drag for Planar. 93-3420.
- NASA. (2017). Winglets save billions of dollars in fuel costs. *Technology transfer program*, 1-2.
- Online Flight Planner. (26 de Outubro de 2017). Obtido de Online Flight Planner: <http://onlineflightplanner.org/>
- Partners, A. (30 de Junho de 2017). *Aviation Partners, Inc.* Obtido de Aviation Partners, Inc.: <http://www.aviationpartners.com/aircraft/falcon-winglet/>
- Pereira, J. (5 de julho de 2008). *Como seleccionar um projecto?* Obtido de A life committed to learning.: <http://jpereira.eu/2008/07/05/como-seleccionar-um-projecto/>
- Pereira, J. (29 de setembro de 2008). *Como seleccionar um projecto? – Payback Period.* Obtido de A life committed to learning: <http://jpereira.eu/2008/09/29/como-seleccionar-um-projecto-payback-period/>
- PLUS-Força Aérea Portuguesa. (22 de dezembro de 2017). *Anuário Estatístico*. Obtido de PLUS-Força Aérea Portuguesa: http://plus.emfa.pt/MGM_ConsAnuario_UI/MGM_Anuario_List.jsf
- Rhinoceros. (25 de Agosto de 2017). *Rhino 5 features*. Obtido de Rhinoceros: <http://www.rhino3d.com/features>
- Rideout, P. (2 de agosto de 2010). *Mesh Generation With Python*. Obtido de The Little Grasshopper: <http://prideout.net/blog/?p=44>

- Roca, X. (25 de Agosto de 2017). Introduction to mesh generation for simulation. *Introduction to mesh generation for simulation*. Barcelona Supercomputing Center, Barcelona , Spain.
- Roche, U. L., & Palffy, S. (1996). Wing-grid, a novel device for reduction of induced drag on wings. 2303-2309.
- Sakamoto, M. M. (2007). Algoritmo de Refinamento de Delaunay a Malhas Sequenciais, Adaptativas e com Processamento Paralelo. *Algoritmo de Refinamento de Delaunay a Malhas Sequenciais, Adaptativas e com Processamento Paralelo*. Universidade de São Paulo, São Paulo, Brasil.
- Sez, E. (16 de Abril de 2014). *L over D_{max} Aeronautics*. Obtido de Code 7700 : http://code7700.com/aero_l_over_d_max.htm
- SolidWorks. (25 de Agosto de 2017). *SOLIDWORKS Simulation Capabilities*. Obtido de SolidWorks: <http://www.solidworks.com/sw/products/simulation/computational-fluid-dynamics.htm>
- Takenaka, K., Hatanaka, K., & Nakahashi, K. (2008). Multi-Disciplinary Design Exploration For Winglet. *26th International Congress of the Aeronautical Sciences*, (pp. 1-10). Nagoya, Japan.
- The Engineering ToolBox. (22 de Fevereiro de 2018). *International Standard Atmosphere*. Obtido de The Engineering ToolBox: https://www.engineeringtoolbox.com/international-standard-atmosphere-d_985.html
- The Flying Engineer. (20 de Julho de 2017). *Winglets and Sharklets*. Obtido de The Flying Engineer: <http://theflyingengineer.com/flightdeck/winglets-and-sharklets/>
- Torenbeek, E. (27 de maio de 2013). *Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes*. Wiley.
- Udris, A. (23 de novembro de 2017). *This Is How Winglets Work*. Obtido de Boldmethod: <http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/winglets-and-wingtip-vortices/>

- Valente, J. (19 de Outubro de 2017). Operação da aeronave Falcon 50. (S. Cabanas, Entrevistador)
- Valente, J. (19 de Outubro de 2017). Operação da aeronave Falcon 50. (S. Cabanas, Entrevistador)
- Veríssimo, R. (Maio de 2016). Best Practice Guidelines in CFD External Aerodynamics. Sintra.
- Wasserman, S. (12 de Maio de 2014). *How SolidWorks Simulation Helps Simulation at Design*. Obtido de ENGINEERING.COM:
<http://www.engineering.com/DesignSoftware/DesignSoftwareArticles/ArticleID/7577/How-SolidWorks-Simulation-Helps-Simulation-at-Design.aspx>
- Whitcomb, R. T. (1976). A design approach and selected wind-tunnel results at high subsonic speed for wing-tip mounted winglets.
- Whitcomb, R. T., & Kirk, P. S. (1995). System for increasing airplane fuel mileage and airplane wing modification kit.
- Wilcox, D. (1990). A half century historical review of the k-omega model. *A half century historical review of the k-omega model*. Reno, Nevada, USA.
- World Government Bonds. (março de 2018). *Germany Government Bonds - Yields Curve*. Obtido de Germany Government Bonds - Yields Curve:
<http://www.worldgovernmentbonds.com/country/germany/>
- Wu, G., Ma, W., Kramer, M. R., & O'Sullivan, J. (outubro de 2014). Vortex Induced Motions of a Column Stabilized Floater, Part II: CFD Benchmark and Prediction. *Vortex Induced Motions of a Column Stabilized Floater, Part II: CFD Benchmark and Prediction*.
- Ypma, T. J. (Dezembro de 1995). Historical Development of the Newton-Raphson Method. Society for Industrial and Applied Mathematics.

Anexos

Anexo A – Tabela de performance da aeronave Falcon 50 durante a subida.....	A-1
Anexo B – Guia de boas práticas para simulações de escoamentos transônicos com STAR CCM+	B-1
Anexo C – Representações gráficas do consumo de combustível, nas configurações <i>Low</i> e <i>High Feeder</i> à velocidade de 0.75 Mach.....	C-1
Anexo D - Consumo de combustível em voo nivelado a 0.80 Mach	D-1
Anexo E - Representações gráficas do alcance em voo nivelado, nas configurações <i>Low</i> e <i>High Feeder</i>	E-1
Anexo F - Estimativa do custo do barril de petróleo até 2040	F-1

Anexo A – Tabela de performance da aeronave Falcon 50 durante a subida

Na Tabela A-1 estão representados os valores de performance do Falcon 50 durante a subida. Neste manual considera-se que a subida se inicia aos 1500’.

Tabela A-1 Valores de performance da aeronave Falcon 50 usados (assinalados a vermelho) usados no cálculo de CL (Dassault Aviation, 2011)

NORMAL CLIMB FROM 1,500 ft : TAT (°C) - TIME (min) - DISTANCE (NM) - FUEL USED (lb)											
TEMP. DEV	WEIGHT x 1,000 lb	40.8	39	37	35	33	31	29	27	25	23
Pressure altitude : 37,000 ft 231 KIAS											
-15 °C	TAT (°C)	-51	-51	-51	-51	-51	-51	-51	-51	-51	-51
	TIME (min)	19	18	16	15	14	13	12	11	10	9
	DISTANCE (NM)	111	102	93	86	79	72	66	61	55	50
	FUEL USED (lb)	1,287	1,196	1,102	1,016	938	865	797	732	670	610
-10 °C	TAT (°C)	-45	-45	-45	-45	-45	-45	-45	-45	-45	-45
	TIME (min)	21	20	18	17	15	14	13	12	11	10
	DISTANCE (NM)	125	115	105	96	88	80	74	67	61	56
	FUEL USED (lb)	1,388	1,285	1,180	1,086	1,000	921	847	777	710	646
0 °C	TAT (°C)	-34	-34	-34	-34	-34	-34	-34	-34	-34	-34
	TIME (min)	28	25	23	21	19	17	16	14	13	12
	DISTANCE (NM)	170	154	138	125	114	103	94	86	78	70
	FUEL USED (lb)	1,675	1,533	1,395	1,273	1,165	1,067	977	892	813	737
+10 °C	TAT (°C)	-23	-23	-23	-23	-23	-23	-23	-23	-23	-23
	TIME (min)	44	38	33	29	26	24	21	19	17	16
	DISTANCE (NM)	282	239	207	182	162	145	131	118	106	95
	FUEL USED (lb)	2,316	2,027	1,791	1,602	1,446	1,309	1,187	1,077	975	880
+20 °C	TAT (°C)						-12	-12	-12	-12	-12
	TIME (min)						37	32	29	25	22
	DISTANCE (NM)						240	209	183	162	143
	FUEL USED (lb)						1,821	1,608	1,429	1,276	1,139

Anexo B – Guia de boas práticas para simulações de escoamentos transônicos com STAR CCM+

Tabela B-1 Representação da configuração completa usada nas simulações CFD

Geometria	
Modelação CAD	- Usar o modelo CAD mais atual e preciso disponível - Se possível fazer uso das capacidades integradas no software de CFD para a modelação, por questões de compatibilidade de ficheiros - Usar modelos com bordo de fuga finitos - Introduzir o ângulo de ataque através do botão “<i>Rotate Body</i>”
Domínio	Retangular hexaédrico com células hexaédricas
Condições Fronteira	
Dimensões do domínio	10 cordas em todas as direções
Face frontal e faces laterais	<i>Velocity Inlets</i>
Face traseira	<i>Pressure Outlet</i>
Plano de simetria	<i>Symmetry Plane</i>
Intensidade turbulenta (Tu)	0.01 (1%)
Rácio de Velocidade Turbulenta (TVR)	5.0
Malha	
Controlo global	
Tipo de Malha	<i>Trimmed mesh</i> com células hexaédricas e camadas prismáticas
Tamanho da célula base	1/10 da corda
Tamanho alvo da superfície (global)	100% da célula base
Curvatura da superfície	36
Rácio de crescimento da superfície	1.3
Número de camadas prismáticas	8-14
Espessura total da camada prismática	Usar a expressão de Pradtl: $\delta = Re^{-1/5} \cdot L \cdot 0,37$
y+ máximo na parede (maximum wall y+)	30-300 (o valor alvo deverá ser 50)
Altura da primeira célula da camada prismática	Usar a seguinte expressão: $y_1 = \frac{y^{+}_{target} \cdot \mu}{\rho \cdot U \tau}$, onde $U \tau = \sqrt{\frac{\tau \omega}{\rho}}$, $\tau \omega = 0,5 \cdot C_f \cdot \rho \cdot U^2$, $C_f = 0,058 \cdot Re^{-0,2}$
Rácio de crescimento volumétrico	Muito lento
Tamanho máximo da célula base	Valor da envergadura
Refinamento local	
Controlo Superficial	Asa: - Tamanho alvo da superfície (12.5%) - Curvatura da superfície (76) - Refinamento da esteira (50%) com o comprimento de 10 cordas Domínio (fronteira exterior): - Tamanho alvo da Superfície (1600%)
Controlo volumétrico	No bordo de ataque, bordo de fuga e ponta da asa, em forma de cilindro: - <i>Trimmer (isotropic size)</i>: 3.125% da célula base Usar um único volume em forma de <i>bullet</i> que envolva todo o objeto em estudo, de modo a

	garantir uma transição suave entre as zonas mais refinadas e as zonas mais grosseiras: - <i>Trimmer (isotropic size)</i>: 100% da célula base Na zona dos vórtices de ponta de asa usar um cone: - <i>Trimmer (isotropic size)</i>: 25% da célula base
Física	
Espaço	Três dimensões (<i>Three Dimentional</i>)
Tempo	Fluxo contínuo (<i>Steady</i>)
Material	Gás (<i>Gas</i>)
Escoamento	Acoplado (AUSM+FVS) (<i>Coupled Flow</i>)
Equação de estado	Gás ideal (<i>Ideal Gas</i>)
Regime viscoso	Turbulento (<i>Turbulent</i>)
Turbulência	Reynolds-Averaged Navier Stokes (RANS)
Modelo de Turbulência	k-Omega Shear Stress Transport (SST)
Tratamento da parede	All y+

Anexo C – Representações gráficas do consumo de combustível, nas configurações *Low* e *High Feeder* à velocidade de 0.75 Mach

Na Figura C-1 encontram-se as representações gráficas do consumo de combustível da aeronave em estudo, com e sem winglets, durante a súbida nas duas configurações de peso à descolagem mais pesadas.

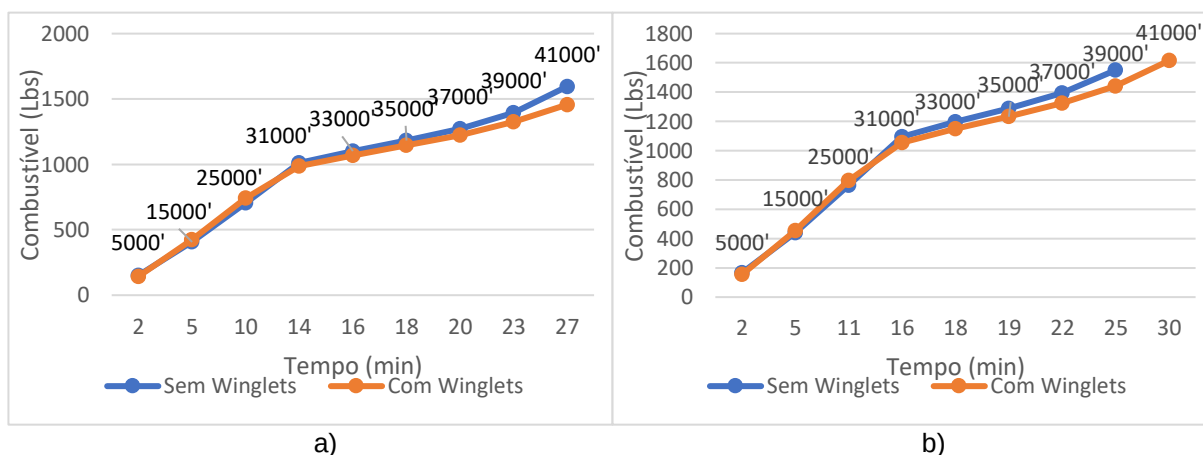


Figura C-1 a) Representação do combustível gasto em função do tempo da aeronave com e sem winglets, para a configuração Low Feeder; b) Representação do combustível gasto em função do tempo da aeronave com e sem winglets, para a configuração High Feeder

Os gráficos referentes ao consumo de combustível da aeronave durante o voo nivelado, nas configurações atrás mencionadas, encontram-se representados na Figura C-2 a) e b).



Figura C-2 a) Representação do consumo de combustível por hora da aeronave Falcon 50 com e sem winglets, em voo cruzeiro, na configuração Low Feeder; b) Representação do consumo de combustível por hora da aeronave Falcon 50 com e sem winglets, em voo cruzeiro, na configuração High Feeder

Anexo D - Consumo de combustível em voo nivelado a 0.80 Mach

À velocidade de 0.80 Mach, os benefícios de implementação do kit evidenciam-se mais. Como se pode verificar através da Figura D-1, para as configurações de 32000 libras à descolagem e Low Feeder, a aeronave modificada além de consumir menos combustível em todos os níveis de voo, também possui a capacidade de ser voada a 37000' e a 39000'. Na configuração mais leve, a aeronave com winglets consome em média menos 1,47% relativamente à versão original, ao passo que em Low Feeder a aeronave apresenta consumos de 1,81 % menores.

Quando a aeronave modificada descola em High Feeder, apresenta uma melhoria de consumo na ordem dos 1,95%, relativamente à versão original na mesma configuração. Na Figura D-1 c), é possível ainda destacar que face à aeronave sem winglets, a versão modificada possui um teto operacional superior, podendo voar até aos 41000'.

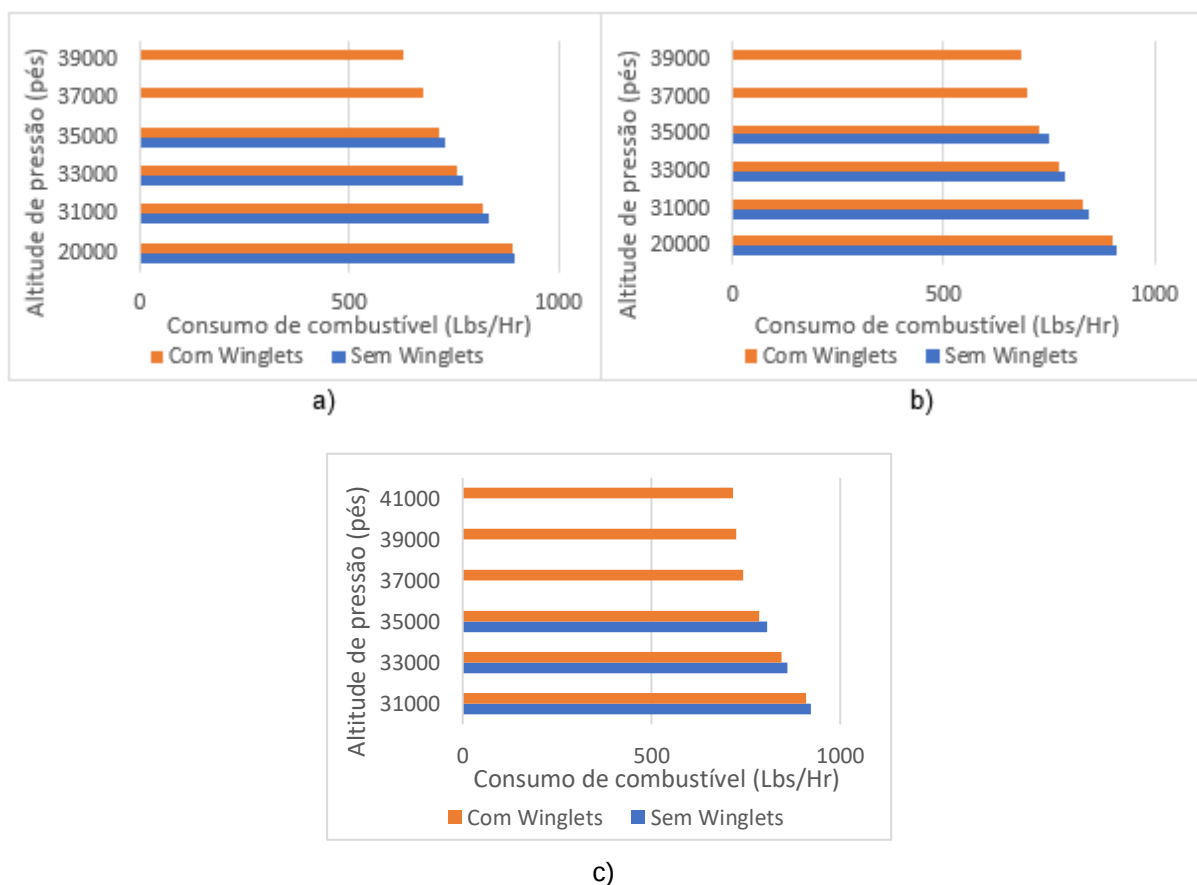


Figura D-1 Representação do consumo de combustível por hora da aeronave Falcon 50 com e sem winglets, em voo cruzeiro, nas configurações: a) 32000 libras à descolagem; b) *Low Feeder*; c) *High Feeder*

Anexo E - Representações gráficas do alcance em voo nivelado, nas configurações *Low* e *High Feeder*

Na Figura E-1 a) e b) estão representados os rácios de milhas náuticas possíveis de percorrer por libra para as configurações *Low* e *High Feeder*, respetivamente, para 0.75M.

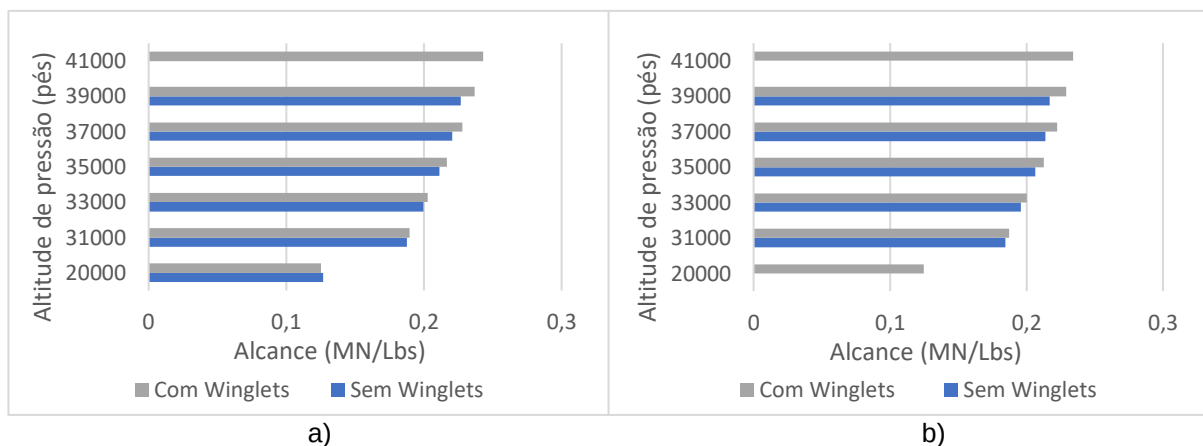


Figura E-1 Representação do alcance em milhas náuticas por libra, em função do nível de voo, à velocidade 0.75M nas configurações: a) *Low Feeder*; b) *High Feeder*

Na Figura E-2, encontra-se espelhado o alcance da aeronave Falcon 50 original e modificada, expresso em milhas náuticas por libra, nas configurações *Low* e *High Feeder*, para 0.80M.



Figura E-2 Representação do alcance em milhas náuticas por libra, em função do nível de voo, à velocidade de 0.80M nas configurações: a) *Low Feeder*; b) *High Feeder*

Anexo F - Estimativa do custo do barril de petróleo até 2040

Tabela F-1 a) Previsão do preço do petróleo a longo prazo (Lee & Huh, 2017); b) Estimativa do preço do petróleo até ao ano 2040 (Energy Information Administration , 2017)

Ano	Preço do Barril (\$)	Preço do Barril (€)
2018	52.0	42.61
2019	57.3	46.96
2020	62.6	51.30
2021	68	55.73
2022	73.3	60.07
2023	78.6	64.41
2024	84	68.84
2025	89.3	73.18
2026	94.6	77.52
2027	100	81.95
2028	105.3	86.29
2029	110.6	90.64
2030	116	95.06
2031	121.3	99.41
2032	126.6	103.75
2033	132	108.17
2034	137.3	112.52
2035	142.6	116.86
2036	148	121.29
2037	153.3	125.63
2038	158.7	130.05
2039	164	134.40
2040	169.3	138.74

a)

Ano	Preço do Barril (\$)	Preço do Barril (€)
2018	54.6	44.74
2019	69.5	56.96
2020	78.6	64.41
2021	85.2	69.82
2022	91	74.57
2023	95.6	78.34
2024	99.6	81.62
2025	104.5	85.64
2026	110.3	90.39
2027	115.7	94.82
2028	120.7	98.91
2029	126.3	103.50
2030	131.3	107.60
2031	138.6	113.58
2032	146.3	119.89
2033	154.3	126.45
2034	162.9	133.50
2035	169.8	139.15
2036	179.3	146.94
2037	186.7	153.00
2038	196.9	161.36
2039	205.9	168.74
2040	217.3	178.08

b)