



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Engenharia

Estudo Preliminar de uma Nova Aeronave Ultraligeira

Luís Carlos da Costa Ferreira

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

Orientador: Prof. Doutor Pedro Gamboa

Covilhã, Outubro de 2014

Agradecimentos

A dissertação que se segue representa o culminar de cinco anos de formação no ramo da Engenharia Aeronáutica, mas também a compensação não só do meu esforço, como do esforço de muitas outras pessoas que sempre estiveram ao meu lado e fizeram com que fosse possível a concretização de mais um sonho.

Um especial agradecimento às três pessoas mais importantes, que sem eles tudo não passaria de uma utopia: os meus pais, Manuela Ferreira e José Ferreira e a minha irmã, Maria Ferreira.

Ao Professor Doutor Pedro Gamboa, orientador da dissertação, agradeço o apoio e a disponibilidade, assim como toda a partilha do saber e as valiosas contribuições para o desenvolvimento do trabalho.

À empresa Eurosport Aircraft, em especial ao Engenheiro Teófilo pela ajuda e disponibilidade ao longo do decorrer deste projeto.

Não poderia deixar de relembrar os meus amigos. Não só os que deixei na minha cidade natal, como todos aqueles que conheci e ganhei ao longo destes cinco anos na Covilhã. Pelo seu apoio incontornável em todos os momentos como pelo fato de estarem sempre a torcer por mim, pelo melhor.

Por último, gostava de agradecer a todas as pessoas em geral, que desde a forma mais ínfima até à mais profunda me orientarem, me fizeram crescer e me mostraram a nunca desistir e a lutar por tudo aquilo que sempre quis.

A todos estes, que sempre farão parte da minha história, um muitíssimo obrigado!

Resumo

Esta dissertação de mestrado descreve todo o trabalho levado a cabo para a análise aerodinâmica de uma aeronave na categoria de ultraligeiros. Tendo por base um estudo conceptual já criado anteriormente; O objetivo principal desta tese é dimensionar e validar aspetos relativos à aerodinâmica da aeronave do estudo conceptual.

Foram utilizadas ferramentas computacionais de desenho (CAD), para modelar a geometria da aeronave, ferramentas de Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD), em 2D, e ferramentas de pós-processamento para análise de dados. Os resultados apresentam melhorias e/ou pequenos reparos dimensionais que possibilitam um melhoramento no desempenho da aeronave e respetiva estabilidade e controlo.

Palavras-chave

Aerodinâmica; estudo conceptual; estudo preliminar; aeronave; ultraligeiro.

Abstract

This master's dissertation describes all work carried out to analyze aerodynamically an ultralight aircraft. Based on a conceptual study already made, the main objective is measure and validate aspects relatives to the aerodynamic of the aircraft created in the conceptual study.

Were used computational design tools (CAD) to modeling the aircraft geometry, computational fluids dynamic tools in 2D (CFD) and processing tools for data analysis. The result shows improvements and/or small dimensional repairs enabling an improvement in performance of the aircraft and respective stability and control.

Keywords

Aerodynamic; conceptual study; preliminary study; ultralight; aircraft

Índice

Agradecimentos	iii
Resumo	v
Abstract.....	vii
Lista de Figuras.....	xi
Lista de Tabelas.....	xiii
Lista de Acrónimos.....	xv
1. Introdução.....	1
1.1 Motivação	1
1.2 Objetivos.....	2
1.3 Estrutura da Dissertação	2
2. Estado da Arte	5
3. Estudo Conceptual	9
4. Estudo Preliminar	13
4.1 Metodologia do Projeto.....	13
4.1.1 Compromisso do Projeto	13
4.1.2 Ferramentas de Projeto	14
4.2 Asa	14
4.2.1 Perfil da Asa	14
4.2.2 Dimensionamento da Asa.....	17
4.2.3 Diedro	18
4.2.4 Torção	18
4.2.5 Ângulo de Incidência	19
4.2.6 Superfícies de Controlo.....	19
4.2.7 Superfícies Hiper-Sustentadoras	20
4.2.8 Dados Finais da Asa	22
4.3 Empenagem Horizontal	22
4.3.1 Perfil da Empenagem Horizontal	22
4.3.2 Dimensionamento da Empenagem Horizontal	23
4.3.3 Incidência	23
4.3.4 Dimensionamento do Leme de Profundidade.....	23
4.4 Empenagem Vertical	24
4.4.1 Perfil da Empenagem Vertical	24
4.4.2 Dimensionamento da Empenagem Vertical	24
4.4.3 Dimensionamento do Leme de Direção	24
4.5 Fuselagem.....	25
4.6 Trem de Aterragem	25
4.7 Hélice	26
4.8 Peso e Centragem	26
4.8.1 Peso Vazio	27
4.8.2 Passeio do CG	27
4.9 Estabilidade e Controlo.....	28
5. Desempenho	31
5.1 Caso (I) Motor ULP 512 iS.....	31
5.1.1 Polar de Arrasto.....	31
5.1.2 Autonomia e Alcance	33
5.1.3 Potência vs Velocidade	33
5.1.4 Descolagem	34
5.1.5 Distância de Aterragem	35
5.1.6 Envelope de Voo	36
5.1.7 Diagrama n-V	36
5.2 Caso (II) - Rotax 912 ULS	37
5.2.1 Polar de Arrasto.....	37
5.2.2 Autonomia e Alcance	38
5.2.3 Potência vs Velocidade	39

5.2.4	Descolagem	39
5.2.5	Distância de Aterragem	39
5.2.6	Envelope de Voo	39
5.2.7	Diagrama n-V	40
6.	Análise do Projeto	41
7.	Conclusões	43
7.1	Trabalhos Futuros	43
8.	Referências	45

Lista de Figuras

Figura 1: Pterodáctilo (à esquerda) e Quicksilver MX (à direita). Adaptação [2]	6
Figura 2: CGS Hawk (à esquerda) e Kolb Ultrastar (à direita). Adaptação [2]	6
Figura 3: MCR01 ULC da Dyn'Aéro. Adaptação [2].....	7
Figura 4: Pipistrel Phantera. Adaptação [2]	7
Figura 5: Rotax 912 ULS [5]	9
Figura 6: UL520 iS [6]	10
Figura 7: Millenium Master (à esquerda) e Shark Aero (à direita). Adaptação [2]	11
Figura 8: Modelo CAD do esboço do Speedster resultante do estudo conceptual	12
Figura 9: Coeficiente de sustentação máximo em função do AOA de quatro perfis estudados	15
Figura 10: Polar de Arrasto de 4 perfis estudados	16
Figura 11: Polar de arrasto (aproximação da zona de $CL=0,09$) de quatro perfis estudados...	16
Figura 12: Conjunto de envergaduras e cordas médias estudadas para a versão de 472,5kg: (a) NACA65(2)-415; (b) NLF 414 F; (c) NACA64(2)-215 e (d) NACA 65(2)-215.	17
Figura 13: Opções de projeto com o uso do perfil alar NACA 65(2)-215	18
Figura 14: Desempenho da asa com diferentes variações de torção ao longo desta, em XFLR5	19
Figura 15: Representação do flape dupla fenda 2D. Adaptação [10]	21
Figura 16: Passeio do CG em modelo CAD	28
Figura 17: Percentagem de arrasto por componente, versão 200cv	31
Figura 18: Polar de arrasto da aeronave, versão 200cv	32
Figura 19: Razão de Planeio em função do Coeficiente de Sustentação, versão 200cv	32
Figura 20: Razão de planeio versus velocidade, versão 200cv	33
Figura 21: Relação Potência e Velocidade, versão 200cv.....	34
Figura 22: Esquema descolagem. [13]	34
Figura 23: Esquema relativo à fase de aterragem [14].....	35
Figura 24: Diagrama n-V, versão 200cv	36
Figura 25: Polar de arrasto da aeronave, versão 100cv	37
Figura 26: Razão de planeio em função do coeficiente de sustentação, versão 100cv	38
Figura 27: Curva L/D versus Velocidade, versão 100cv	38
Figura 28: Potência versus velocidade, versão 100cv	39
Figura 29: Diagrama n-V, versão 100cv	40
Figura 30: Comparação do esboço estudo conceptual e sugestão do estudo preliminar	42

Lista de Tabelas

Tabela 1: Características principais do Rotax 912 ULS [5]	9
Tabela 2: Características principais do motor UL520 iS [6]	10
Tabela 3: Dimensões do aileron para meia envergadura	19
Tabela 4: Dados perfil 65(2)-415 $a=0,8$	21
Tabela 5: Dimensões do flape para meia envergadura	22
Tabela 6: Dimensões da Asa	22
Tabela 7: Dimensões da empenagem horizontal	23
Tabela 8: Dimensões do leme de profundidade	23
Tabela 9: Dimensões da empenagem vertical	24
Tabela 10: Dimensões do leme de direção	25
Tabela 11: Peso dos componentes	27
Tabela 12: Distribuição dos Componentes.....	27
Tabela 13: Casos limites da posição do CG	28
Tabela 14: Estabilidade e Controlo	29
Tabela 15: Distância de descolagem, versão 200cv.....	35
Tabela 16: Distância de Aterragem, versão 200cv	35
Tabela 17: Envelope de voo, versão 200cv.....	36
Tabela 18: Pontos carga limite e respetivas velocidades, versão 200cv	36
Tabela 19: Distância de Descolagem, versão 100cv	39
Tabela 20: Distância de aterragem, versão 100cv	39
Tabela 21: Envelope de voo, versão 100cv	39
Tabela 22: Pontos de carga limite e respetivas velocidades, versão 100cv	40

Lista de Acrónimos

CFD	Dinâmica de Fluidos Computacional (Computational Fluid Dynamics)
CAD	Desenho Assistido por Computador (Computer Aided Design)
AOA	Ângulo de Ataque (Angle of Attack)
FAR	Federal Acquisition Regulation
NACA	National Advisory Committee For Aeronautics
EASA	European Aviation Safety Agency
CS-23	Certification Specifications 23
CL	Coeficiente de Sustentação (Lift Coefficient)
CL _{max}	Coeficiente de Sustentação Máximo (Lift Coefficient Maximum)
CD	Coeficiente de Arrasto (Drag Coefficient)
L	Força de Sustentação (Lift)
D	Força de Arrasto (Drag)
CG	Centro de Gravidade
V	Velocidade
S	Área Alar
b	Envergadura
EH	Empenagem Horizontal
EV	Empenagem Vertical

1. Introdução

Desde os primórdios da história que o Homem teima e sonha em desafiar a Natureza. São decididamente os sonhos que comandam a vida e o que dá origem à evolução ao longo dos tempos com o surgir de novos pensamentos e consequentemente o surgir de novos projetos.

Mesmo já o Homem tendo já dados os primeiros passos na conquista do espaço aéreo, o fascínio por este e pelo voo permanece, levando-o à procura de maiores velocidades, mais segurança e novos alcances.

São muitos os projetos já existentes no ramo da indústria aeronáutica civil, contudo novas ambições surgem todos os dias.

Na categoria dos ultraligeiros, e com a ajuda do desenvolvimento da tecnologia, cedo surgiram os primeiros amantes que se aventuraram ao desenvolvimento e construção de aeronaves deste tipo.

Rapidamente este ramo cresceu, levando ao desenvolvimento e melhorias técnicas destes aviões.

São imensos os modelos e variantes deste tipo de aeronaves, chegando ao ponto de estarem disponíveis kits de montagem, podendo ser geridos pelos próprios compradores.

O projeto do Speedster trata-se de um exemplo. Uma aeronave ultraligeira, capaz de se moldar com as preferências do cliente e que apaixonará qualquer amante da categoria de ultraligeiros.

1.1 Motivação

Foi a 17 de Dezembro de 1903 que, pela mão dos irmãos Wright, que se realizou o primeiro voo motorizado na história da aeronáutica. Foi o começo, o início de uma nova era...

Desde aí, o aumento de entusiastas da área tem vindo a aumentar assim como o desenvolvimento com excelentes melhorias destes voos. Todos os dias surgem ideias para novas aeronaves, mas também para novos componentes, tais como: motores, hélices, sistemas de controlo, entre outros.

Durante vários anos, um grupo de entusiastas belga tem financiado e desenvolvido uma nova tecnologia moderna: motores leves para a aplicação da aeronave.

Estes acreditavam que tinham a tecnologia e o conhecimento para apresentar uma alternativa mais moderna para os motores de aeronaves existentes no mercado. Após 3 anos de desenvolvimento e testes de vários protótipos da primeira criação: o UL260i 72 kW (97cv) bem sucedida formou-se oficialmente a Motores ULPower Aero, em Março de 2006.

Durante os primeiros anos, o UL260i equipou vários aviões leves populares, como por exemplo, Storch, Zenair Zodiac CH601, Escapade, Dynaero MCR01, Hannuman X-Air.

Ao longo dos anos a ULPower Aero tem vindo a lançar novos motores e, em 2013, a linha de produtos foi ampliada novamente, com uma linha de motores de 6 cilindros: o UL520iS.

Com o aparecimento do motor UL520iS será possível um aumento para o dobro da potência com apenas um aumento de 35% no peso do motor.

Este projeto visa testar o uso deste motor numa aeronave na categoria dos ultraligeiros tendo por objetivo tirar o melhor desempenho possível, conseguindo relacionar, principalmente, velocidade com segurança.

1.2 Objetivos

Pretende-se que a aeronave em questão, o ESA, seja uma aeronave monomotor, dois lugares, puxa de asa baixa com o melhor desempenho possível.

Foram estabelecidos alguns requisitos iniciais para o projeto:

- Massa máxima à descolagem igual a 472,5 quilogramas;
- Velocidade de cruzeiro (75% de acelerador) igual a 375 km/h;
- Velocidade máxima horizontal igual a 401 km/h;
- Velocidade de perda com flapes igual a 65 km/h;
- Velocidade de perda sem flapes igual a 83 km/h;
- Alcance de cerca de 1000 km.

(Os requisitos definidos tiveram como referência os regulamentos CS-23).[1]

1.3 Estrutura da Dissertação

Durante o primeiro capítulo é feita uma pequena introdução, é apresentada a motivação e objetivos do trabalho, bem como a sua estrutura.

No segundo capítulo é feito um pequeno texto resumo onde se fala do estado da arte, isto é, do estado do mundo dos ultraligeiros: o que existiu, o que existe e o futuro deste ramo.

No capítulo três é apresentado o estudo conceptual do projeto, iniciando-se com um estudo comparativo de aeronaves existentes que desempenham funções semelhantes e onde já é selecionado o primeiro conceito de como será o ESA.

No quarto capítulo é apresentado o estudo preliminar do projeto, dando já noção da dimensão das superfícies aerodinâmicas, assim como escolha de perfis e hélices.

Seguindo para o quinto capítulo é apresentado o desempenho da aeronave para as diferentes fases de voo e configuração.

Já no capítulo seis são analisados os resultados obtidos.

Em seguida, o capítulo sete apresenta as várias conclusões tiradas do estudo do desempenho da aeronave, assim como recomendações e possíveis modificações em prol da otimização do projeto.

Para terminar, no capítulo oito, são apresentadas as referências bibliográficas consultadas.

2. Estado da Arte

A aviação ultraligeira refere-se a aparelhos de baixa capacidade de carregamento/ocupação e baixo peso com asa fixa ou rotativa capazes de aterrar e descolar em distâncias curtas cuja simplicidade, dependência de estruturas pesadas e baixo custo, tornaram o sonho de voar numa realidade cada vez mais próxima e mais acessível ao cidadão comum.

Com a evolução, e conseqüentemente com o aumento dos níveis de desempenho e segurança capazes de rivalizar com os maiores fabricantes de aeronaves, as aeronaves ultraligeiras tornaram-se um verdadeiro sucesso de vendas para quem apostou na sua conceção e produção.

Um exemplo deste sucesso, um dos casos mais famosos, é o de Burt Rutan, famoso entusiasta aeronáutico norte-americano, cujas aeronaves (inicialmente da classe ultraligeira) venderam-se por todo o mundo.

Contudo, em termos técnicos, a aviação ultraligeira, denominada também de aviação ultraleve, apresentam características específicas que variam de país para país, dependendo das legislação existentes nestes mesmos países.

No caso europeu, a definição de ultraligeiro, segundo o documento JAR-1 da Joint Aviation Authority é: aeronaves movimentadas por pequenos motores, capazes de promover um voo seguro e aterragem com motor desligado, capazes de descolar e aterrar em velocidade reduzidas (máximo de 65 km/h); e com massa máxima à descolagem não maior do que:

- 300 kg para aeronaves terrestres monolugares;
- 450 kg para aeronaves terrestres de dois lugares;
- 330 kg para anfíbios ou hidro-aviões monolugares;
- 495 kg para um anfíbio ou hidro-aviação de dois lugares.

Estes pesos poderão ser aumentados no caso de os ultraligeiros estarem equipados com paraquedas balístico.

Foi em Novembro de 1907, que o inventor brasileiro Alberto Santos Dumont concebeu o Demoiselle, um pequeno avião de apenas 56 kg, considerado o primeiro ultraleve do mundo. Com esse aparelho ele fez voos de menos de 200 metros em Saint-Cyr (Paris, França) nos dias 17 e 21 do citado mês.

Por estes critérios seria possível classificar o protótipo Demoiselle construído e pilotado por Alberto Santos Dumont em 1907, em França, como o inventor/pai do ultraleve.

De facto, este feito teve tão boa aceitação junto aos candidatos a piloto então existentes, que chegaram a ser produzidos 50 exemplares.

As versões atuais surgiram da asa delta utilizada no voo livre cujos pilotos, por vezes, incapacitados de levantar voo pela ausência de condições adequadas, adaptaram um pequeno motor nas asas para ganhar a altura facilitadora do voo.

O passo seguinte da evolução do ultraleve ocorrido na década de 70 - Séc. XX, consistiu na adaptação de carrinhos que suportavam o assento do piloto e o motor, surgindo, em consequência, os modelos Trike, Weedhopper, Quicksilver e Condor, com diferentes soluções de compatibilidade entre asa e motor. Estas aeronaves eram caracterizadas por possuírem um sistema de dois eixos que controlavam superfícies equiparadas a estabilizadores capazes de produzir movimentos de guinada e arfagem.

Exemplos de ultraleves de dois eixos são o "Pterodáctilo" e "Quicksilver MX" que se podem ver na Figura 1.



Figura 1: Pterodáctilo (à esquerda) e Quicksilver MX (à direita). Adaptação [2]

Os ultraligeiros de terceira geração chegam no início de 1980, possuindo asas e estruturas reforçadas. Esta geração de ultraligeiros já faz uso dos sistemas de controlo de 3 eixos, usado em aviões convencionais.

Projetos de terceira geração incluem o CGS Hawk, Kolb Ultrastar e Quad City Challenger, que podem ser visualizadas na Figura 2.



Figura 2: CGS Hawk (à esquerda) e Kolb Ultrastar (à direita). Adaptação [2]

Várias empresas têm surgido com o intuito de desenvolver esta área, criando novos modelos com design's mais arrojados, maior conforto, maior segurança e melhores desempenhos.

À frente serão apresentados os dois exemplos mais importantes relacionados com este projeto que se encontra no mercado.

Equipado com um motor Rotax 912UL de 80cv ou Rotax 912 ULS de 100cv, a empresa francesa Dyn'Aéro lançou para o mercado um ultraligeiro com apenas 8,64 m de envergadura e uma área alar de 8,13 m².

O MCR 01 é uma aeronave de desempenho muito elevado, que pode voar acima dos 300 km/h com apenas um motor de 100cv, graças ao mais alto nível de tecnologia disponível e

materiais de construção muito leves. A aeronave tem um sistema de controlo direto muito eficiente que garante a mesma satisfação que a de pilotar um avião de combate.

O MCR01 ULC é um bilugar lado a lado. Esta aeronave, embora possua uma área alar muito baixa consegue uma velocidade de perda com flapes de apenas 63 km/h graças à implementação de um sistema de flapes de dupla fenda, sendo a primeira aeronave da categoria a fazer uso deste sistema. A sua velocidade de cruzeiro é de 271 km/h. [3]

Esta aeronave foi importante para o projeto devido ao sistema de flapes. Permitindo áreas pequenas sem por em causa alguns requisitos impostos pelas CS da EASA como a velocidade de perda com flapes, V_{s0} , de 65 km/h.



Figura 3: MCR01 ULC da Dyn'Aéro. Adaptação [2]

O Pipistrel Panthera foi também importante no desenvolvimento deste projeto já que serviu como modelo de comparação por estar equipado com um motor semelhante ao do Speedster.

Embora esta aeronave já não esteja incluída na categoria de ultraligeiros (peso máximo à descolagem maior do que 472,5 kg) foi importante para o seu projeto pelo seu layout e, como já mencionado, por ser uma aeronave equipada com 200cv, sendo possível obter um exemplo de comparação em termos de desempenho.

O Pipistrel Panthera é uma aeronave de quatro lugares construída inteiramente com materiais compósitos. Ela está equipada com o motor de seis cilindros de 200cv: o Lycoming IO-540 e é capaz de fazer uma velocidade de cruzeiro de 374 km/h. A envergadura da aeronave é de 10,86 m, tendo uma área alar de 10,9 m². [4]



Figura 4: Pipistrel Panthera. Adaptação [2]

O projeto do Speedster visa tirar algumas ideias provenientes destes projetos já existentes, com o objetivo de melhorar aspetos menos conseguidos por parte das aeronaves estudadas e equiparadas.

3. Estudo Conceptual

O objetivo da fase conceptual é selecionar um conceito viável, otimizando-o o mais possível. Este estudo baseia-se nos requisitos/especificações da aeronave para orientar as decisões tomadas. Nesta fase é também importante realizar um estudo comparativo com aeronaves existentes com desempenhos e funções semelhantes.

Este estudo foi realizado por parte da empresa em parceria, Eurosport Aircraft, e nesta secção serão mostrados as escolhas finais feitas e a sua razão.

Começando pelo sistema propulsivo, sabemos que do grande leque de ofertas existente no mundo dos ultraligeiros, cerca de 90% das aeronaves são equipadas com motores Rotax. Isto faz com que os desempenhos sejam semelhantes.

O Speedster, nome atribuído à aeronave em projeto, terá duas versões: a aeronave poderá ser equipado com um motor Rotax, o Rotax 912 ULS de 100cv às 5800 rpm, ou com um motor de 200cv, o UL 520 iS de 200cv às 3200 rpm.

O Rotax 912 é o motor mais popular do mundo na classe das aeronaves ligeiras. O Rotax 912 é normalmente aspirado, com quatro cilindros horizontalmente opostos, quatro tempos e possui uma caixa redutora. A versão original dos modelos Rotax 912 terá aparecido no mercado com uma versão original de 80cv, contudo, mais tarde, mais e diferentes versões saíram para o mercado. Neste caso, o Speedster será equipado com a versão Rotax 912 ULS de 100cv.

A Figura 5 é uma representação do motor em questão.



Figura 5: Rotax 912 ULS [5]

Na Tabela 1 estão apresentadas as principais características do motor Rotax 912 ULS.

Tabela 1: Características principais do Rotax 912 ULS [5]

	Rotax 912 ULS
Fabricante	BRP-Powertrain GmbH & Co KG
Deslocação	1352 cm ³
Compressão	10.5:1
Torque máximo	128 Nm
Potência máxima	100 cv @ 5800 rpm
Massa Instalado	80 kg

Como já dito, o Speedster terá também uma versão de 200cv.

A ULPower é a mais recente fabricante de motores de aeronaves para anunciar motores de alto desempenho, capazes de operar em, gasolina sem chumbo livre de etanol. A fabricante belga anunciou recentemente uma nova gama de motores onde se inclui o UL520 iS. Um motor de 6 cilindros com 200cv. Na Figura 6 está apresentado o motor.



Figura 6: UL520 iS [6]

Na Tabela 2 serão apresentadas as principais características do motor UL520 iS:

Tabela 2: Características principais do motor UL520 iS [6]

	UL 520 iS
Fabricante	UL Power
	5 194 cm ³
Compressão	8.7:1
Torque máximo	465 Nm
Potência máxima	200cv @ 3200 rpm
Massa instalado	108 kg

O uso deste ultimo motor permitirá o aumento do desempenho, pois estamos perante uma duplicação da potência, com apenas um aumento em 28 kg na massa do motor. Dado que a potência é diretamente proporcional à velocidade de voo ao cubo, o uso deste motor poderá aumentar as velocidades da aeronave em 25%.

Consequentemente, com este aumento de desempenho, o tempo de missão será diminuído, capaz de reduzir em cerca de 30% no tempo total da missão.

Além da diminuição do tempo da missão, este motor permitirá atingir razões de subida altas, possibilitando ao piloto atingir a altitude desejada, em pouco tempo.

Outra forma de aumentar o desempenho destas aeronaves é torna-las aerodinamicamente mais eficientes. Um exemplo deste caso é o surgimento da aeronave italiana Millennium Master, que procurou melhorar o desempenho apostando numa aeronave com a disposição dos ocupantes em tandem. Esta permitia uma redução da área frontal da fuselagem, contribuindo para uma redução da área molhada e esbeltez mais favorável, diminuindo a força de arrasto.

O Speedster será uma aeronave de dois lugares e o projeto deste tem o mesmo objetivo, prover a aeronave da maior eficácia aerodinâmica possível, porém o Speedster visa não fugir das configurações mais tradicionais dispondo os tripulantes lado a lado. Para diminuir a área frontal o Speedster terá uma fuselagem mais reduzida.

Como sabemos, esta categoria é uma categoria associada ao lazer e é mais confortável aos pilotos irem lado a lado, podendo interagir, do que um atrás do outro, como os exemplos das aeronaves Millenium Master e Shark Aero, que poderão ser visualizados na Figura 7.



Figura 7: Millenium Master (à esquerda) e Shark Aero (à direita). Adaptação [2]

Outra evolução neste ramo das aeronaves tem a ver com a redução do peso estrutural devido ao uso de materiais mais leves, como os compósitos. Geralmente, uma aeronave desta categoria, apresenta uma massa em vazio de cerca de 300 kg, no entanto, empresas como a Dyn'Aéro conseguiram diminuir esta massa em cerca de 50 kg, aumentando a capacidade de carga útil.

Este fator permitiu aumentar a quantidade de combustível transportada a bordo, culminando com um aumento de certos fatores de desempenho como a autonomia e o alcance. O Speedster também terá todos os cuidados em reduzir ao máximo o peso em vazio, permitindo voos de longa duração e longo alcance. Este feito permitirá que o Speedster não seja olhada como uma aeronaves simples de lazer, mas também como uma aeronave de transporte.

O Speedster será equipado com um sistema de flapes de dupla fenda, para que seja possível cumprir o requisito de velocidade de perda máxima de 65 km/h, também já usada por outros ultraligeiros como o MCR01 ULC, contudo serão feitos melhoramentos com o objetivo de diminuir o arrasto como o uso de apenas dois apoios neste sistema, sendo três o número mais comum.

Além disso, todas as frestas existentes, tanto ao nível do flape, como dos ailerons e lemes serão tapadas com o mesmo objetivo anterior, diminuir o arrasto.

Em relação às asas, estas serão elípticas pois são as que proporcionam a máxima eficiência aerodinâmica quando comparada com as outras e será asa baixa. O fato a asa ser baixa permitirá retrair o trem para dentro desta e ainda representará níveis mais eficazes de manobrabilidade de rolamento, contudo este tipo de asa possui como especto negativo uma menor estabilidade lateral, necessitando da adição do ângulo de diedro.

A Figura 8 mostra uma representação do esboço do Speedster em modelo CAD.

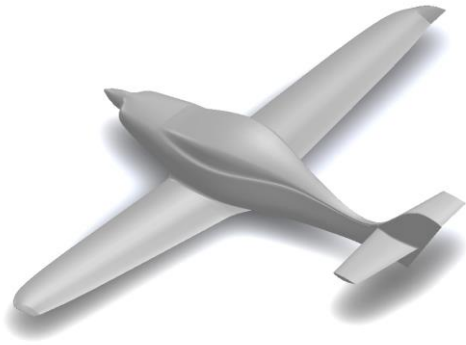


Figura 8: Modelo CAD do esboço do Speedster resultante do estudo conceptual

4. Estudo Preliminar

É nesta fase do projeto onde ficarão definidos as dimensões principais da aeronave, assim como a geometria desta. Esta fase tem por base uma folha de cálculo criada em Excel, seguindo modelos teóricos de documentos referenciados na bibliografia. São realizadas análises nas áreas da aerodinâmica, propulsão, peso e centragem, estabilidade e controlo obtendo uma estimativa do desempenho que o Speedster terá. Em certos aspetos são testadas mais do que uma configuração para as diferenças entre elas poderem ser melhor analisadas e compreendidas, escolhendo a mais benéfica.

O estudo é realizado com o intuito de o Speedster poder ser equipado com dois tipos de motores diferentes: Rotax 912 ULS de 100cv ou ULPower UL520iS de 200cv.

É de salientar que o estudo será realizado dando principal importância ao modelo equipado pelo motor de 200cv. Nesta secção é também mencionada a escolha da hélice, assim como o tipo de trem de aterragem presente na aeronave.

4.1 Metodologia do Projeto

O projeto preliminar foi levado a cabo de uma forma iterativa, de forma a contabilizar o maior número de variáveis em jogo. A primeira iteração partiu de uma estimativa estatística, assente em dados de aeronaves com requisitos e tipos de missão semelhantes. Seguidamente deu-se lugar aos cálculos aerodinâmicos necessários para otimizar os dados iniciais, originando novas geometrias.

4.1.1 Compromisso do Projeto

O objetivo principal deste projeto visa tirar partido máximo do motor ULPower UL520iS, na categoria dos ultraligeiros, atingindo assim as velocidades máximas possíveis em todas as fases de voo. Alguns dos requisitos propostos são obrigatórios segundo o certificado de especificações da EASA para aeronaves ultraligeiras. Outros são metas a atingir, propostas pela empresa em parceria, Eurosport Aircraft.

No caso de o Speedster estar equipado com o motor ULPower UL520iS de 200cv, os requisitos obrigatórios seriam:

- Massa máxima à descolagem igual a 472,5 kg;
- Velocidade de perda com flapes, V_{S0} , inferior ou igual a 65 km/h.

Os requisitos propostos pela empresa EuroSport Aircraft seriam:

- Velocidade de cruzeiro igual ou superior a 375 km/h;
- Velocidade máxima igual ou superior a 400 km/h;
- Velocidade de perda sem flapes igual ou inferior a 83 km/h;
- Razão de subida máxima igual ou superior a 15 m/s.

Quando o Speedster se encontra equipado com o motor Rotax 912 ULS, mantém os requisitos obrigatórios, mudando apenas os requisitos propostos pela empresa:

- Velocidade de cruzeiro igual ou superior a 274 km/h;
- Velocidade máxima igual ou superior a 284 km/h;
- Velocidade de perda sem flapes igual ou inferior a 83 km/h;
- Razão de subida máxima igual ou superior a 8,6 m/s.

Para além do desempenho acima mencionado, procura-se ainda manter o design proposto no estudo conceptual.

4.1.2 Ferramentas de Projeto

O modelo matemático utilizado no processo iterativo baseia-se numa folha de cálculo em Excel produzida com a orientação do Orientador e respeitando todas as formulações matemáticas que modelam os princípios físicos presentes no voo.

Integrada neste processo iterativo, uma análise do desempenho foi levada a cabo para estimar a capacidade da aeronave em superar os requisitos propostos pela Eurosport Aircraft.

Este processo é iterativo, pelo que, mostrar todos os passos tornaria este documento bastante longo. Sendo assim, apresentam-se os resultados finais com os comentários, gráficos e tabelas essenciais

4.2 Asa

A asa tem que responder a dois requisitos opostos: permitir voar a grande velocidade no cruzeiro e permitir voar a baixa velocidade na perda. No primeiro caso a asa tende ter uma área pequena enquanto que, no segundo caso a asa tende a ter uma área grande. Neste sentido, é necessário seleccionar uma dimensão da asa que permita cumprir o requisito da velocidade de perda sem prejudicar demasiado o desempenho no cruzeiro.

A asa prevista no estudo conceptual tem 9 m de envergadura e 0,9 m de corda média.

4.2.1 Perfil da Asa

Foram analisados vários perfis quanto ao seu desempenho aerodinâmico e quanto ao seu efeito no desempenho da aeronave. Os perfis foram transferidos do base de dados de perfis alares da Universidade de Illinois. [7] Os perfis estudados abrangeram perfis turbulentos e laminares com menor e maior coeficiente de sustentação máximo mas com coeficiente de arrasto baixo nos coeficientes de sustentação previstos para o cruzeiro. Todos os perfis analisados possuem uma espessura relativa maior ou igual a 15% para manter a massa da asa baixa.

Dos perfis analisados, aqueles que suscitaram maior interesse foram:

- NACA 65(2)-215
- NACA 64(2)-215
- NACA 65(2)-415

- NLF 414 F

A análise inicial foi obtida com ajuda computacional do software XFLR5. Os resultados da análise são em tipo 2 -(para Re_{CL} constante)- onde se fez variar o Reynolds de 1×10^6 até 9×10^6 sendo que:

$$Re_{cruzeiro} = \frac{\rho V c_{conceptual}}{\mu} \quad (4.1)$$

Onde:

- $Re_{cruzeiro}$ representa o número de Reynolds
- ρ representa a densidade do ar, e toma o valor de $1,225 \text{ kg/m}^3$
- V representa a velocidade de cruzeiro, e toma o valor de $375 \text{ km/h} = 104,16 \text{ m/s}$
- μ representa a viscosidade relativa, e toma o valor de $1,78 \times 10^{-5} \text{ kg/ms}$

Assim:

$$Re_{cruzeiro} = 6,44 \times 10^6 \quad (4.2)$$

Em seguida, na Figura 9, 10 e 11 são apresentados os resultados do desempenho dos perfis obtidos no XFLR5, correspondentes à condição de voo cruzeiro.

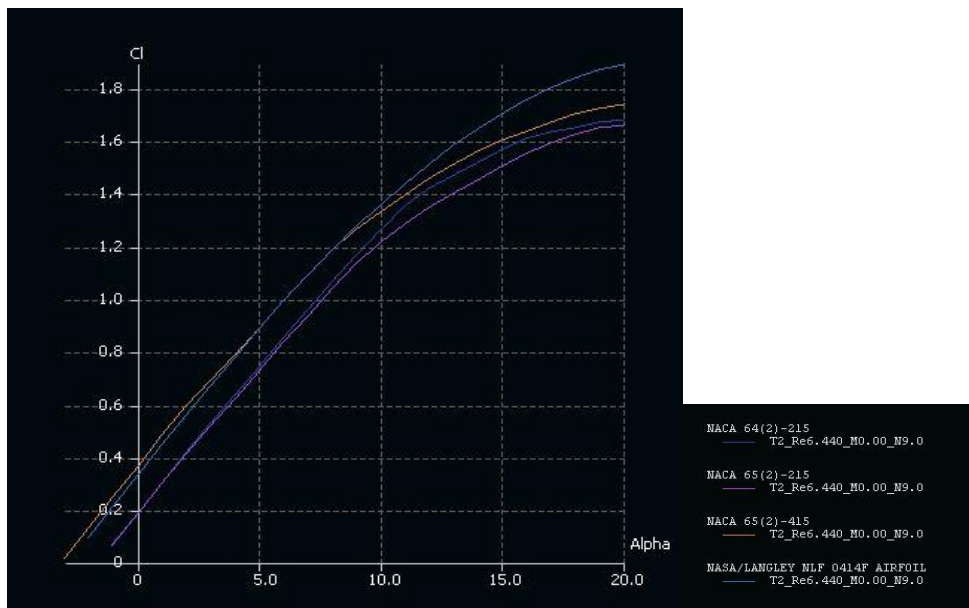


Figura 9: Coeficiente de sustentação máxima em função do AOA de quatro perfis estudados

Para a variação da polar arrasto dos perfis bidimensionais são apresentados dois gráficos do XFLR5, um na gama total de CL e outro, uma versão mais ampliada, onde se pode observar a condição de CL igual a 0,09.

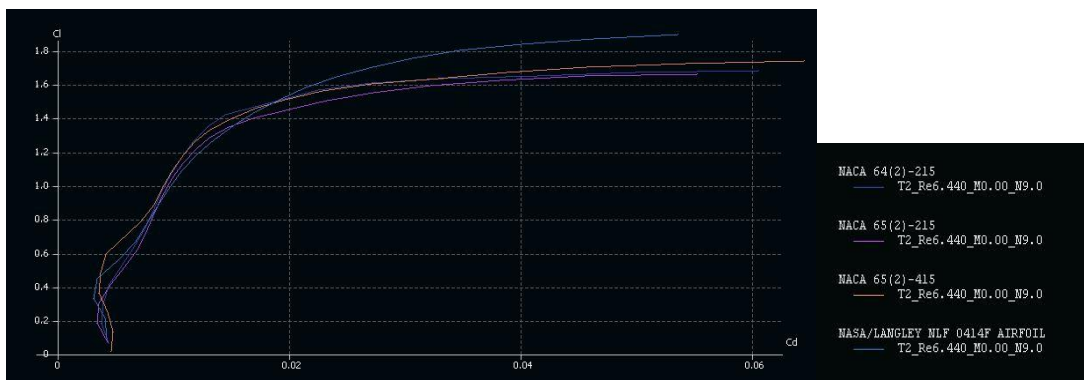


Figura 10: Polar de Arrasto de 4 perfis estudados



Figura 11: Polar de arrasto (aproximação da zona de CL=0,09) de quatro perfis estudados

Dos vários perfis alares analisados, o que mostrou ser mais adequado com um baixo coeficiente de arrasto para o coeficiente de sustentação de projeto (cerca de 0,09) e ao mesmo tempo com um coeficiente de sustentação máximo relativamente alto (cerca de 1,45) foi o NACA 65(2)-215. Este perfil é um perfil laminar com bom desempenho para baixos coeficientes de sustentação. Uma sua limitação prende-se com a necessidade de um rigor geométrico na construção do bordo de ataque da asa.

Com ajuda computacional do modelo de projeto desenvolvido em Excel, realizou-se um estudo paramétrico onde se fazia variar a corda de 0,8 m a 1,2 m e a envergadura de 6 m a 10 m em função de importantes condicionantes, como é o caso das velocidade de cruzeiro, velocidade máxima, área alar, entre outros. A Figura 12 mostra um resumo dos resultados com os requisitos a delimitar o conjunto de soluções viáveis para três perfis analisados. Nos gráficos mostrados, o ponto vermelho representa a dimensão inicial enquanto que o ponto verde representa uma solução possível.

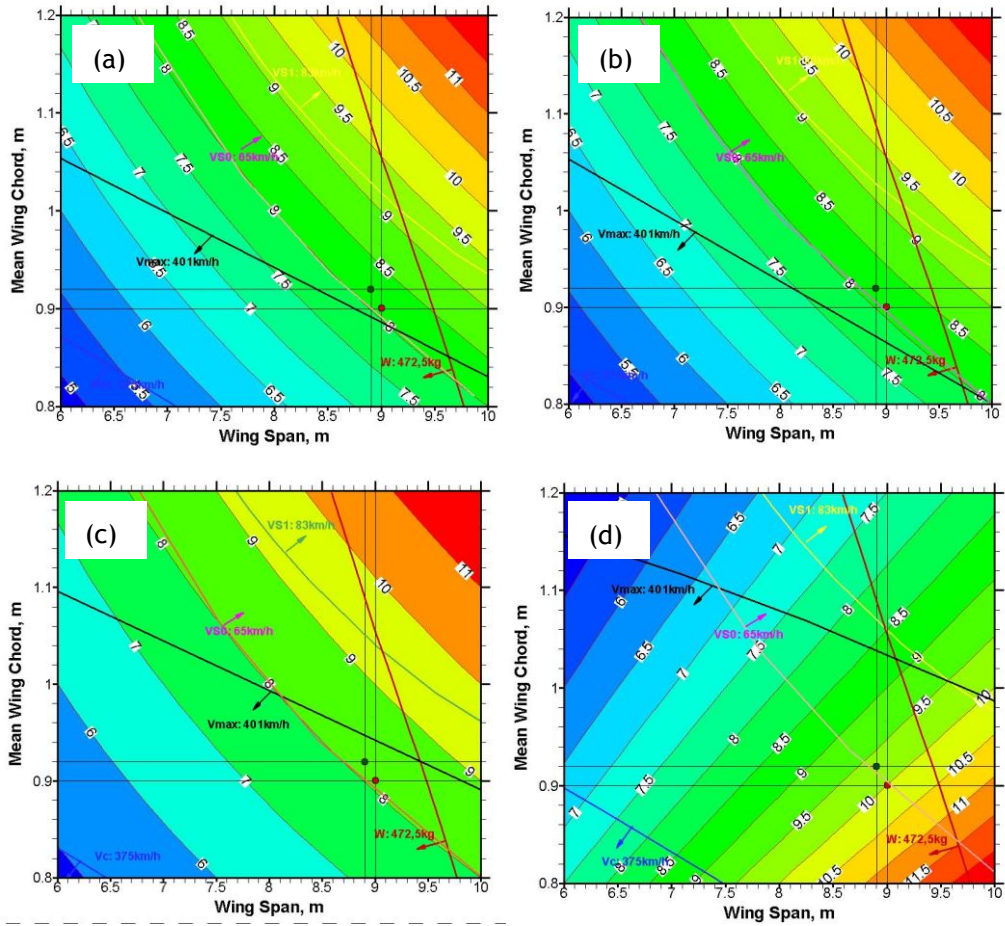


Figura 12: Conjunto de envergaduras e cordas médias estudadas para a versão de 472,5kg: (a) NACA65(2)-415; (b) NLF 414 F; (c) NACA64(2)-215 e (d) NACA 65(2)-215.

A Figura 12 mostra um resumo dos resultados com os requisitos a delimitar o conjunto de soluções viáveis para quatro perfis analisados. Nos gráficos mostrados, o ponto vermelho representa a dimensão inicial enquanto que o ponto verde representa uma solução possível. Os perfis 65(2)-415 e NLF 414 F não cumprem os requisitos, e das outras hipóteses o perfil NACA65(2)-215 é o que permite obter um leque maior de soluções tornando-se, assim, a solução mais robusta.

4.2.2 Dimensionamento da Asa

Observando as Figura 13 podemos ver as soluções possíveis para que a aeronave consiga atingir os requisitos, com o perfil NACA65(2)-215. A Figura da esquerda representa a várias combinações de corda média (c) em metros, e de envergadura (b), em metros em função da razão de aspeto (A) e a figura da direita representa as várias combinações de corda média (c), em metros, e de envergadura (b), em metros em função da área alar (S). Na figura também estão assinaladas as velocidades de cruzeiro (V_c), velocidade máxima ($V_{m\acute{a}x}$), velocidade de perda com flapes (V_{s0}), velocidade de perda sem flapes (V_{s1}) e a massa máxima à descolagem (W).

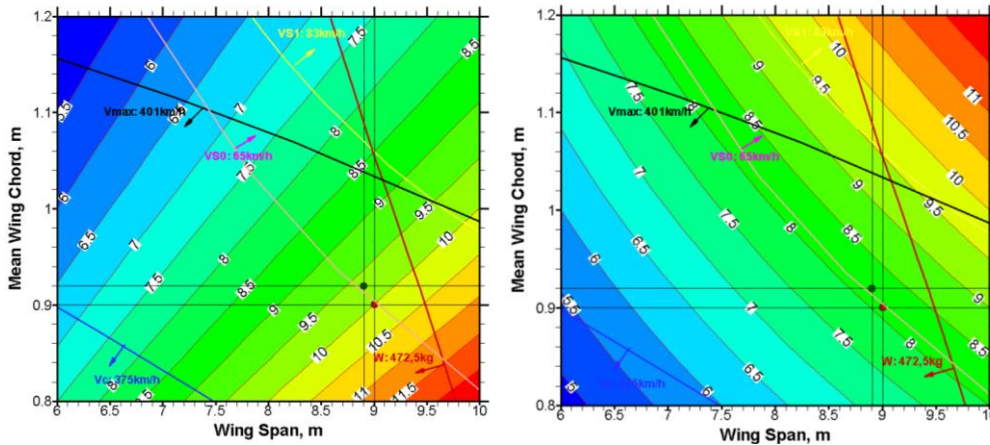


Figura 13: Opções de projeto com o uso do perfil alar NACA 65(2)-215

Do conjunto de soluções possíveis, pretendia-se ainda que a área da asa fosse próxima de $8,2 \text{ m}^2$. Pode-se observar que o conjunto de soluções compreende asas que variam de $0,8 \text{ m}$ a $1,2 \text{ m}$ de corda e 6 m a 10 m de envergadura.

Então, a asa escolhida para o projeto foi aquela com $0,92 \text{ metros}$ de corda e $8,9$ de envergadura resultando numa asa com $8,188 \text{ m}^2$ de área razão de aspecto igual a $9,674$.

4.2.3 Diedro

Diedro é o ângulo formado entre o plano de asa e o plano de referência do avião. Pode ser positivo ou negativo. O efeito causado por este consiste na tendência que o avião tem de manter as asas niveladas. O facto de este ser positivo proporcionaria melhores resultados na estabilidade lateral da aeronave. Na definição conceptual, o Speedster era composto por uma asa elíptica baixa com 4° de diedro.

Do estudo preliminar conclui-se que apenas seria necessário $1,40^\circ$

4.2.4 Torção

Com o objetivo de modificar o comportamento da aeronave na perda, suavizando-a, considerou-se dar torção à asa. A torção na asa é um recurso aerodinâmico adicionado às asas de aviões para ajustar a distribuição de sustentação ao longo da asa, reduzindo a incidência na ponta para atrasar a perda na ponta em relação à raiz proporcionando uma perda mais suave.

Com a ajuda computacional do XFLR5, estudaram-se quatro asas com a mesma forma em planta e também iguais dimensões que apenas se distinguiam pela torção ao longo desta. Uma asa não possuía torção, enquanto que as outras três possuíam torção negativa ao longo da envergadura de 1° , 2° , 5° .

A simulação em XFLR5 demonstrou que a asa com torção de -1° possuía menor arrasto para a condição de $CL=0,09$, como podemos ver na Figura 14.

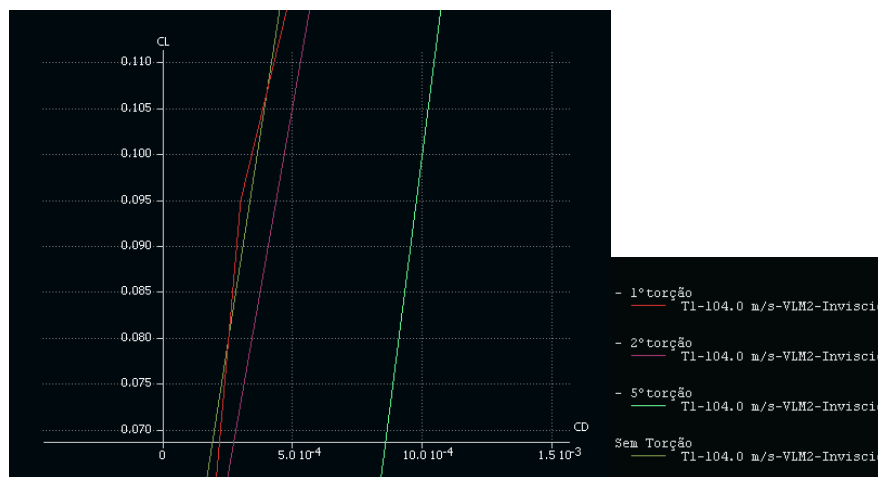


Figura 14: Desempenho da asa com diferentes variações de torção ao longo desta, em XFLR5

Os resultados demonstraram que a asa com melhor desempenho era a asa com -1° de torção ao longo da envergadura. Assim, foi esta a escolhida.

4.2.5 Ângulo de Incidência

Este é o ângulo formado entre a corda média da asa e o eixo longitudinal do avião. Para o projeto, o ângulo de incidência sugerido é de $-0,5^\circ$, já com a torção de -1° contabilizada.

4.2.6 Superfícies de Controle

Quando falamos em superfícies de controle, presentes na asa, referimo-nos aos ailerons. Os ailerons são encarregues de controlar o movimento de rolamento da aeronave. Para este projeto, foi pedido que a aeronave realizasse um rolamento de 90° em 1,6s, na condição de velocidade mínima a 140% da velocidade de perda sem flapes, V_{s1} . Estamos perante uma taxa de $56,25^\circ/s$. Os ailerons foram dimensionados para a envergadura mínima de aileron necessária para conseguir realizar o rolamento proposto acima. [8] [9]

Os dados relativos às dimensões do aileron, para meia envergadura, são apresentados na Tabela 3.

Tabela 3: Dimensões do aileron para meia envergadura

Aileron	
Taxa de Rolamento, [$^\circ/s$]	56,25
Envergadura do Aileron, [m]	0,78
Posição Inicial (Posição relativa a Asa), [m,%]	3,654 (82,11)
Posição Final (Posição relativa a Asa), [m,%]	4,361 (0,98)
Percentagem da Corda: $c_{aileron}/c_{asa}$	0,25
Deflexão, [$^\circ$]	20

4.2.7 Superfícies Hiper-Sustentadoras

As superfícies híper-sustentadoras têm como objetivo melhorar as capacidades de sustentação da asa. Designadas por Flapes e Slates, estas superfícies localizam-se respetivamente ao longo do bordo de fuga e ao longo do bordo de ataque da asa. Ambos os elementos existem em diversas formas e variantes, mas em termos genéricos, são superfícies que aumentam a área da asa e alteram a curvatura do perfil, possibilitando deste modo à aeronave desenvolver maior sustentação. Empregam-se com maior frequência em regimes de voo de baixa velocidade como é o caso das aterragens e das descolagens.

Para este projeto, devido à necessidade de atingir uma velocidade de perda com flapes muito baixa (65km/h), pretende-se equipar o Speedster com flapes do tipo dupla fenda. O seu dimensionamento irá incidir no cálculo do aumento do coeficiente de sustentação.

O coeficiente de sustentação máximo teórico necessário para atingir o requisito de V_{s0} igual a 65 km/h, ou 18,6 m/s seria de:

$$C_{L_{m\acute{a}x}} = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V_{s0}^2 S} = 2,834 \quad (4.3)$$

Onde:

- L representa a sustentação da aeronave que é igual ao peso da mesma;
- ρ representa a densidade do ar, e toma o valor de 1,225kg/m³;
- V_{s0} representa a velocidade de Perda sem flapes, e toma do valor de 18,1 m/s;
- S representa a área alar, e toma o valor de 8,188 m²

O coeficiente máximo da asa é de:

$$C_{L_{m\acute{a}x}}^{asa} = 1,495 \quad (4.4)$$

Ou seja, para que a aeronave não entre em perda antes dos 65 km/h seria necessário um incremento no coeficiente de sustentação de:

$$\Delta C_{L_{m\acute{a}x}} = C_{L_{m\acute{a}x}} - C_{L_{m\acute{a}x}}^{asa} = 1,339 \quad (4.5)$$

Atentos a que a envergadura máxima do flape para meia envergadura já estará limitada pelo uso de aileron. Então:

$$b_{flape} = b - (b_{aileron} + b_{fuselagem} + 0.04b) \quad (4.6)$$

Onde:

- b_{flape} representa a envergadura do flape;
- b representa a envergadura da asa;
- $b_{aileron}$ representa a envergadura do aileron;
- $b_{fuselagem}$ representa a envergadura que está sobreposta pela fuselagem;
- $0.04b$ representa 4% da envergadura correspondente às pontas da asa que não devem ser ocupadas por mecanismos de controlo e/ou de híper-sustentação.

Logo:

$$b_{flape} = 3,33 \text{ m} \quad (4.7)$$

Para meia envergadura:

$$\frac{b_{flape}}{2} = 1,67 \text{ m} \quad (4.8)$$

O elevado aumento de sustentação necessária vai obrigar à escolha de um sistema de flapes complexo, no entanto eficaz: flape de dupla fenda.

O flape de dupla fenda consiste em dois perfis auxiliares, que se comportam como que um perfil com slate, ligado por uma dobradiça capaz de desenvolver movimentos de rotação e translação. Estes movimentos combinados permitem um aumento na corda da asa de cerca de 10%, representando, conseqüentemente, um aumento na área da asa e uma diminuição da velocidade de perda.

O Sistema de dupla fenda aumenta o coeficiente de sustentação máxima atrasando a escoamento ao longo deste. Este tipo de flapes permite um controlo da camada limite acima do normal não permitindo que este se separe.

Na Figura 15 está representado um flape de dupla fenda.

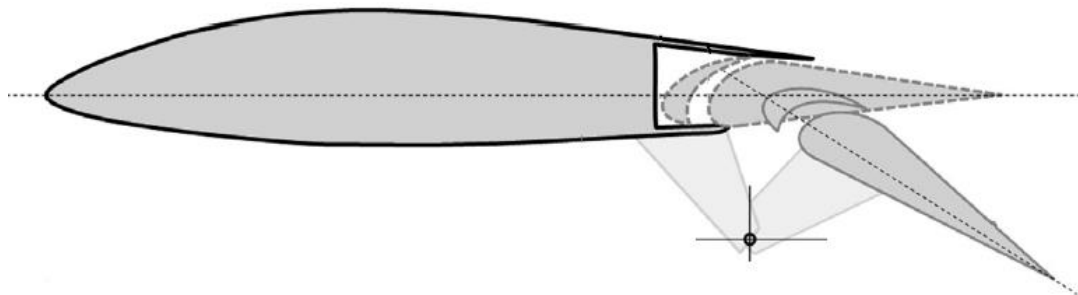


Figura 15: Representação do flape dupla fenda 2D. Adaptação [10]

Embora, o sistema de flapes de dupla fenda não ter sido testado experimentalmente para o nosso perfil, com o intuito de verificar o aumento de CL_{max} , a NACA desenvolveu um estudo acerca deste tipo de flapes para um perfil semelhante ao nosso: NACA 65(2)-415 a=0,8. [11]

Os resultados obtidos encontram-se na Tabela 4.

Tabela 4: Dados perfil 65(2)-415 a=0,8

Perfil	CL_{max} da asa	CL_{max}	ΔCL_{max}
NACA 65(216)-415 a=0,8	1,475	3.38	1,905

Ou seja, o acréscimo de sustentação dado pelo sistema de flapes é acima daquele pretendido, o que nos leva a crer que por um processo análogo o uso deste tipo de flapes permitirá atingir a velocidade de perda com flapes requisitada. Mais uma vez, este processo carece de verificação. [1]

Os dados relativos às dimensões do flape, para meia envergadura, são apresentados na Tabela 5.

Tabela 5: Dimensões do flape para meia envergadura

Flape	
Envergadura do flape, [m]	1,67
Posição inicial (Posição relativa a Asa), [m,%]	0,627 (14,10)
Posição final (Posição relativa a Asa), [m,%]	3,596 (80,80)
Porcentagem da Corda: c_{flape}/c_{asa}	0,35
Deflexão, [°]	70

4.2.8 Dados Finais da Asa

Os dados relevantes à geometria e forma em planta da asa encontram-se na Tabela 6.

Tabela 6: Dimensões da Asa

Geometria da Asa	
Área alar, [m ²]	8,19
Razão de aspeto	9,67
Envergadura, [m]	8,9
Corda na média, [m]	0,92
Corda na raiz, [m]	1,11
Enflexamento a ½ da corda, [°]	-1
Enflexamento a ¼ da corda, [°]	-1
Afilamento	0,5
Diedro, [°]	1,374
Torção, [°]	-1
Envergadura do flape (meia envergadura), [m]	1,67
Envergadura aileron (meia envergadura), [m]	0,78
Incidência da asa [°]	-0,50
Perfil	NACA 65(2)-215

4.3 Empenagem Horizontal

A empenagem horizontal é constituída pelo estabilizador horizontal que permite a estabilidade da aeronave no plano horizontal e pelo leme de profundidade que controla o ângulo de arfagem da aeronave.

4.3.1 Perfil da Empenagem Horizontal

Para o caso da empenagem horizontal estaríamos à procura de um perfil com menos espessura relativa (comparando com o da asa) e simétrico. Um perfil pouco espesso pois a sustentação necessária criada pela empenagem horizontal é pequena e ainda porque nos era possível diminuir o arrasto causado por esta. Em relação à simetria do perfil, sabemos que perfis simétricos são geralmente a escolha para aeronaves na gama dos ultraligeiros, proporcionando mais estabilidade e um momento longitudinal semelhante, quer para ângulos de ataque positivos quer negativos.

Baseando nas anteriores constatações optou-se pela utilização do NACA 0012.

4.3.2 Dimensionamento da Empenagem Horizontal

O dimensionamento da empenagem horizontal é feito por meio do coeficiente do volume de cauda, V_h , necessário para proporcionar a margem estática pretendida e ao mesmo tempo possibilitar o controlo da aeronave com o centro de gravidade avançado:

$$V_h = \frac{S_h l_h}{S b} \quad (4.9)$$

onde l_h é a distância do CG e o centro aerodinâmico da empenagem horizontal e S_h é a área da empenagem horizontal

Os dados relevantes à geometria da empenagem horizontal encontram-se na Tabela 7.

Tabela 7: Dimensões da empenagem horizontal

Geometria da Empenagem Horizontal	
Área, [m ²]	1,71
Envergadura, [m]	2,77
Corda média, [m]	0,616
Volume empenagem horizontal	0,639
L_h , [m]	2,824
h_h	3,37

4.3.3 Incidência

Este é o ângulo formado entre a corda média da empenagem horizontal e o eixo longitudinal do avião. Para o projeto o ângulo de incidência sugerido é de 0,832 °.

4.3.4 Dimensionamento do Leme de Profundidade

Para o dimensionamento do leme de profundidade foram necessárias verificar duas situações:

- a deflexão que seria necessária para manter o equilíbrio da aeronave;
- a variação da deflexão do leme de profundidade necessária para voltar ao estado de equilíbrio para os diferentes fatores de carga a que a aeronave poderá estar sujeita.

A soma total das variações dar-nos-á a deflexão necessária do leme de profundidade. Estas duas análises acima foram realizadas tendo em conta o passeio do centro de gravidade, isto é, foi estudado para a posição mais à frente do CG como para posição mais recuada. Outro fator importante neste cálculo seria a percentagem de corda e da envergadura do leme em relação à empenagem.

Os dados relevantes à geometria do leme de profundidade encontram-se na tabela 8.

Tabela 8: Dimensões do leme de profundidade

Leme de Profundidade	
Envergadura	2,77

Porcentagem de corda: $C_{l_{leme}}/C_h$, [%]	0,35
Deflexão, [°]	-25/+20

4.4 Empenagem Vertical

A empenagem vertical é constituída por uma parte fixa, o estabilizador e uma parte móvel, o leme de direção, sendo este responsável pelo movimento de guinada de aeronave.

4.4.1 Perfil da Empenagem Vertical

No caso da empenagem vertical a escolha passaria por um perfil simétrico com o intuito de não gerar momentos latero-direcionais e em relação à espessura a metodologia foi semelhante à da empenagem horizontal.

Daí a opção passou novamente pelo perfil NACA 0012.

4.4.2 Dimensionamento da Empenagem Vertical

Para o dimensionamento da empenagem vertical o processo é semelhante ao da empenagem horizontal onde é calculado por meio do coeficiente do volume de cauda, V_v , necessário para proporcionar a margem direcional adequada e a margem lateral adequada juntamente com o diedro da asa:

$$V_v = \frac{S_v l_v}{S \bar{c}} \quad (4.10)$$

sendo l_v a distância do CG ao centro aerodinâmico da empenagem vertical e S_v a área da empenagem vertical e \bar{c} a corda média aerodinâmica.

Os dados relevantes à geometria e forma em planta da empenagem vertical encontram-se na tabela 9.

Tabela 9: Dimensões da empenagem vertical

Geometria da Empenagem Vertical	
Área, [m ²]	0,741
Envergadura, [m]	1,83
Corda média, [m]	0,406
Volume empenagem vertical	0,03
L_v , [m]	2,92
h_v , [m]	3,48

4.4.3 Dimensionamento do Leme de Direção

A avaliação da dimensão do leme de direção tem por base a capacidade deste recuperar permitir voar na situação com vento cruzado. Segundo o CS-23 da EASA, o vento cruzado terá a velocidade de 20% da velocidade de perda sem flapes, $0,2V_{s1}$.

Da mesma forma que no caso do leme de profundidade, estas situações foram calculadas para a condição de o CG se encontrar o mais à frente possível e para o caso contrário, o de se encontrar o mais atrás possível.

Os dados relevantes à geometria do leme de profundidade encontram-se na Tabela 10.

Tabela 10: Dimensões do leme de direção

Leme de Direção	
Envergadura	0,741
Percentagem de corda: c_{leme}/c_h , [%]	25
Deflexão, [°]	-30/+30

4.5 Fuselagem

A fuselagem foi o elemento que se tentou manter ao longo do projeto por uma questão de design. Esta apresenta uma área molhada de cerca de 10,73 m².

No entanto foram feitos dois estudos com o intuito de melhorar o desempenho da aeronave:

- Redução da secção do cone de cauda;
- Redução do diâmetro na zona do cockpit.

No primeiro caso foi possível reduzir um pouco esta área molhada através da redução da secção do cone de cauda mas o efeito no arrasto de pressão resultante desta alteração anula a redução do arrasto de fricção que se obteria com a alteração geométrica.

No segundo caso, seria possível reduzir em 9 cm o diâmetro na zona do cockpit conciliando os resultados com os fatores desempenho/conforto. Uma maior largura permitia um melhor conforto por parte dos ocupantes, no entanto a diminuição deste permitia a redução do arrasto da fuselagem e, principalmente do arrasto da canópia, devido à diminuição da área frontal da mesma. Assim, reduziu-se o diâmetro da fuselagem entre as posições de 0,8325 m e os 3,34 m. Esta redução levou a um aumento da velocidade máxima em 0,9% e uma diminuição no arrasto da fuselagem de 5,1%.

Dado a baixa melhoria no desempenho na aeronave, decidiu-se apostar no conforto e manter a fuselagem original.

4.6 Trem de Aterragem

O trem de aterragem é o elemento que suporta as forças e absorve a energia de impacto e vibrações das aterragens e descolagens das aeronaves. Existem vários tipos de trem, sendo que, o adotado pelo Speedster é o trem triciclo. A única dúvida residiria no fato de este ser ou não retrátil. A existência do trem fixo iria facilitar os mecanismos, assim como, diminuir no peso da aeronave devido à inexistência de mecanismos complexos. Contudo seria mais uma componente de arrasto a ter em conta em certas fases de voo, como o caso do cruzeiro.

Analisou-se o desempenho da aeronave a diferentes velocidades verificando que valores se conseguiriam atingir com o trem retraído ou com este fixo. A perda de velocidade provocada pelo trem fixo em fases como a do cruzeiro é de 5%.

Dados os resultados a opção tomada foi o uso de trem retrátil.

4.7 Hélice

A escolha da hélice é uma componente importante porque a potência transmitida pelo motor à hélice, é degradada aquando da sua transferência para o ar. Uma vez que o motor proposto é mais rotativo do que outros da mesma potência o diâmetro da hélice deverá ser relativamente baixo mas, para que este tenha uma eficiência propulsiva alta no cruzeiro, o passo deverá ser elevado.

Como é de esperar, a escolha da hélice será comprometida com o que existe no mercado. Além disso seria necessário escolher uma hélice que beneficiasse a fase de cruzeiro mas ao mesmo tempo que não comprometesse as outras fases de voo.

As hélices que parecem ser adequadas às velocidades de operação e ao motor são:

- Para o caso do motor de 100cv: a 68''x95'', tri-pá;
- Para o caso do motor de 200cv: a 58''x87'', tri-pá.

É ainda de frisar que seria possível obter uma hélice que possibilitasse um cruzeiro a 75% do acelerador, como é o caso da 56''x78'', contudo esta prejudicaria a velocidade máxima, baixando a em 3%.

A opção foi a de colocar a hélice que possibilitava uma velocidade máxima maior.

4.8 Peso e Centragem

Um dos principais aspetos em termos de estabilidade é uma correta definição do centro de gravidade. Utilizando um modelo de peso integrado na ferramenta do projeto e tendo em consideração experiências passadas de construção de estruturas semelhantes, estimou-se o peso de cada um dos componentes da aeronave. Do estudo do peso dividiu-se os componentes em grupos:

1. O grupo estrutural: fazendo parte deste a asa, a empenagem horizontal, a empenagem vertical, a fuselagem e o trem de aterragem, sendo que este ultimo também é dividido em dois: trem do nariz e trem principal.
2. O grupo propulsivo: representa o conjunto do motor e da hélice. Como já visto anteriormente, este poderá representar dois casos:
 - (i) Motor: Rotax 912 ULS
Hélice: 68''x95''
 - (ii) Motor: Motor ULP 512 iS
Hélice: 58''x87''
3. O grupo carga útil: estes são os componentes não fixos, isto é, que variaram e consequentemente farão variar a posição do CG. Dele fazem parte a tripulação, o combustível, a bagagem e o paraquedas balístico.

O peso total da aeronave não poderá exceder os 4633,6 N. Os componentes e respetivos pesos encontram-se na Tabela 11.

Tabela 11: Peso dos componentes

Grupo	Componente	Peso, [N]
Estrutural	Asa	768,18
	E.H.	117,71
	E.V.	62,69
	Fuselagem	486,66
	Trem (I)	123,56
	Trem (II)	61,78
Propulsivo	Hélice(I)	55,00
	Motor (I)	784.80
	Hélice (II)	99.318
	Motor(II)	1059.480
Carga útil	Tripulação	[637,43;1686,744]
	Bagagem	[0;49,03]
	Paraquedas	117,68
	Combustível	[0;980,67]

4.8.1 Peso Vazio

O peso vazio de uma aeronave inclui todos os equipamentos operacionais que possuem localização fixa e, que estejam realmente instalados na aeronave. Este peso inclui o peso do grupo estrutural, do grupo motopropulsor e equipamentos necessários.

Logo:

$$W_{vazio} = W_{estrutural} + W_{propulsivo} + W_{outros} = 2779,38 \text{ N} = 283,42 \text{ kg} \quad (4.11)$$

4.8.2 Passeio do CG

O passeio do CG é a variação da posição do centro de gravidade da aeronave. Esta variação é provocada pelo consumo de combustível e pela configuração de carregamento da aeronave.

De forma a calcular o centro de gravidade utilizou-se um cálculo contendo o peso e localização no eixo longitudinal de todos os componentes. Como convenção definiu-se o eixo longitudinal com origem no nariz da aeronave e sentido positivo em direção à cauda.

Na Tabela 12 serão apresentadas os componentes e as suas posições na aeronave, assim como o momento criado por estes:

Tabela 12: Distribuição dos Componentes

Grupo	Componente	Peso, [N]	Localização, [m]	Momento, [N.m]
Estrutural	Asa	768,18	1,940	1489,884
	E.H.	117,71	4,764	560,737
	E.V.	62,69	4,832	302,948
	Fuselagem	486,66	2,366	1151,443
	Trem (I)	123,56	1,940	239,652
	Trem (II)	61,78	1,316	81,274

Propulsivo	Hélice(I)	55,00	0,280	15,400
	Motor (I)	784.80	0,830	651,384
	Hélice (II)	99.318	0,280	27,809
	Motor(II)	1059.480	0,830	879,368
Carga Útil	Tripulação	[637,43;1686,744]	2,410	[1536,212;4065,053]
	Bagagem	[0;49,03]	3,150	[0;154,455]
	P.B.	117,68	1,215	142,981
	Combustível	[0;980,67]	1,940	[0;1902]

Contudo é ainda necessário analisar 2 parâmetros de carregamento da aeronave críticas:

- (i) 1 Piloto leve com tanque vazio sem bagagem, correspondente ao CG mais à frente;
- (ii) 2 Pilotos pesados com tanque com combustível (sem que ultrapasse os 472,5kg) e com carga de 5kg.

Considera-se um piloto leve uma pessoa com 65kg e um piloto pesado com 86 kg.

Tabela 13: Casos limites da posição do CG

Carregamento	Peso (N)	Posição CG, [m]	Posição Relativa, h_{cg}
1 Piloto Leve	3534,496	1,814	0,254
2 Pilotos Pesados + comb. + bagagem	4633,642	1,961	0,414

O CG mais à frente é a 25,4 % da corda média e o mais atrás é a 41,4% da corda média. Na Figura 16 é possível visualizar a posição destes na aeronave.



Figura 16: Passeio do CG em modelo CAD

4.9 Estabilidade e Controlo

A estabilidade de uma aeronave desempenha um papel crucial no seu comportamento de voo. De seguida é apresentado uma tabela contendo os parâmetros de estabilidade do Spee-dster.

Este estudo contempla a estabilidade direcional e longitudinal. Na avaliação da margem de estabilidade direcional são estudadas duas condições:

- Pedal fixo: onde os comandos permanecem fixos;
- Pedal livre: onde os comandos estão livres, ou ainda, o momento na articulação da superfície de comando é nulo.

O cálculo da estabilidade longitudinal visa verificar o equilíbrio e a estabilidade da aeronave para um passeio do centro de gravidade estimado. Tal como no caso da estabilidade direcional são apresentadas duas situações:

- Manche fixo;
- Manche livre.

Alguns dos dados dependem da velocidade, mas para não tornar a Tabela 14 muito extensa e confusa são apresentados os resultados para a velocidade de cruzeiro. A metodologia usada segue os princípios do livro “*Dynamics of Flight: Stability and Control*”. [12]

Tabela 14: Estabilidade e Controlo

Estabilidade Latero-direcional				
Pedal Fixo				
$C_{n\beta}$	Coeficiente momento de guinada $C_{n\beta}$			0,07
M_{DIR}	Margem de estabilidade			0,255
Pedal Livre				
$C_{n\beta}'$	Coeficiente momento de guinada $C_{n\beta}$			0,07
M_{DIR}'	Margem de estabilidade			0,2950
Estabilidade Longitudinal				
Manche			CG mais à frente	CG mais atrás
Fixo	hn	Posição relativa ponto neutro	0,48	
	HN	Margem estática	0,226	0,066
	hf	Posição relativa ponto manobra	0,547	
	HF	Margem de manobra	0,293	0,547
Livre	hn'	Posição relativa ponto neutro	0,445	
	HN'	Margem estática	0,191	0,031
	hf'	Posição relativa ponto manobra	0,538	
	HF'	Margem de manobra	0,284	0,124
Outros Parâmetros:				
$Cl_{\alpha_{asa}}$	Declive da curva de sustentação da asa			5,063
$Cl_{\alpha_{asa-fuselagem}}$	Declive da curva de sustentação da asa-fuselagem			7,055
$Cl_{\alpha_{EH}}$	Declive da curva de sustentação da EH			4,185
$a_{2_{EH}}$	Variação do coeficiente de sustentação da empenagem vertical com a variação da deflexão do leme de profundidade			2,476
$Cl_{\alpha_{EV}}$	Declive da curva de sustentação da EV			4,285
$a_{2_{EV}}$	Variação do coeficiente de sustentação da empenagem vertical com a variação da deflexão do leme de direção			2,143
$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$	Variação do ângulo de downwash com o ângulo de ataque da asa			0,343

Vh	Volume empenagem horizontal	0,639
Vv	Volume empenagem vertical	0,030

5. Desempenho

Nesta secção são apresentados vários gráficos relativos ao desempenho do Speedster. Esta secção é dividida em duas partes: numa primeira parte é relativa ao desempenho quando o Speedster está equipado com o motor de 200cv: o motor ULP 512 iS, e numa segunda parte o desempenho para quando o Speedster está equipa com o motor Rotax 912 ULS de 100cv, com as respetivas combinações de hélice já faladas no capítulo anterior.

5.1 Caso (I) Motor ULP 512 iS

5.1.1 Polar de Arrasto

Cada componente da aeronave apresenta a sua percentagem de arrasto no arrasto total da aeronave. Sabemos também que o arrasto é diretamente proporcional ao quadrado da velocidade, já que aumentando a velocidade aumentamos a força de arrasto da aeronave.

Inicialmente, na Figura 17 será apresentado o arrasto causado por cada um dos componentes na situação de voo cruzeiro.

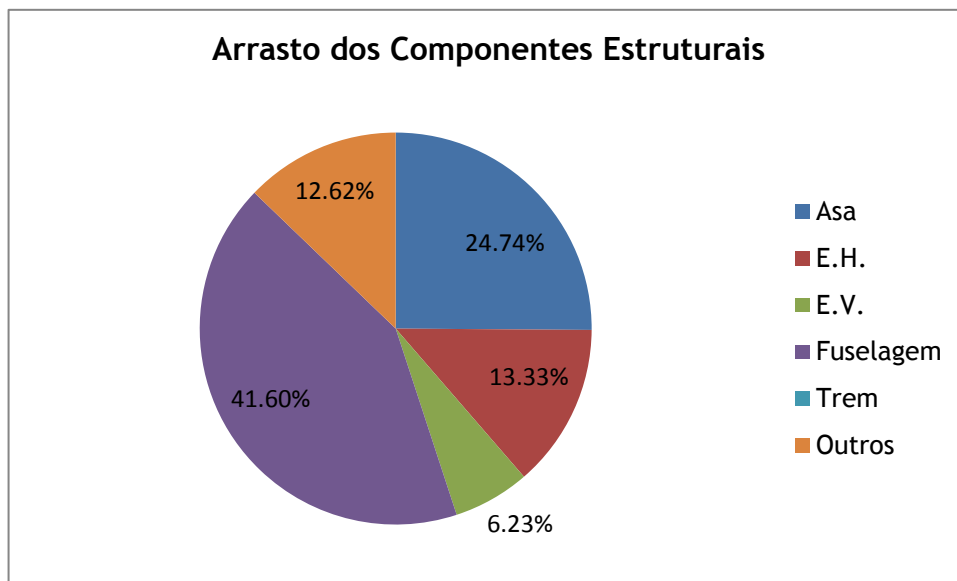


Figura 17: Percentagem de arrasto por componente, versão 200cv

A categoria “Outros” refere-se a componentes como frestas, parafusos, anilhas, antenas, etc.

O arrasto total da aeronave tem ainda um fator de 15% acrescentados para contabilizar o arrasto das interferências asa/fuselagem, E.H./fuselagem e EV/fuselagem.

A polar de arrasto é a curva que expressa a relação entre o arrasto e a sustentação de uma aeronave para toda a sua faixa de operação. Na Figura 18 é apresentada a polar de arrasto da aeronave.

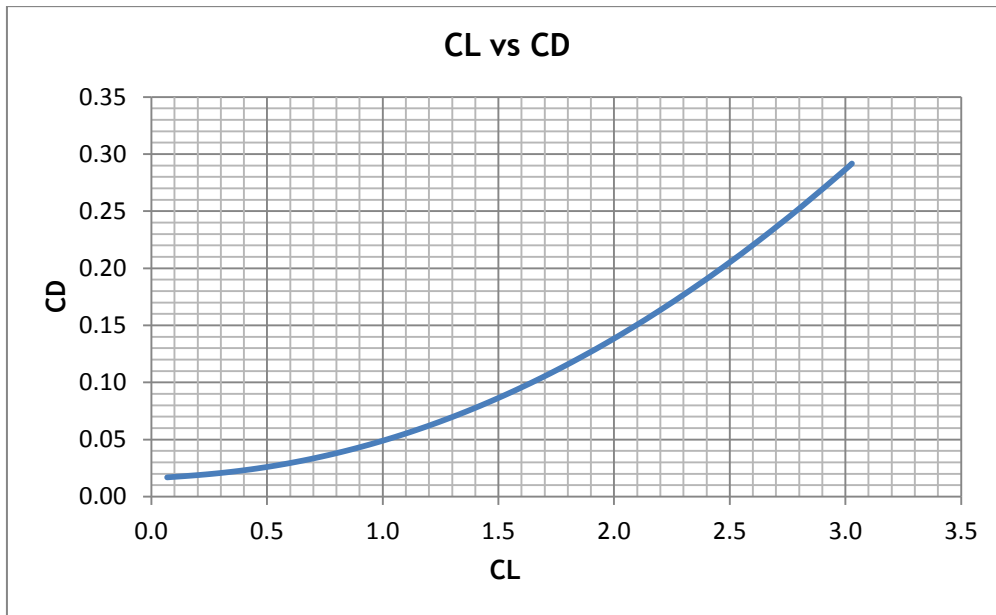


Figura 18: Polar de arrasto da aeronave, versão 200cv

A equação polinomial que rege o comportamento da polar de arrasto da aeronave é a seguinte:

$$y = -0.0002x^6 + 0.002x^5 - 0.008x^4 + 0.0156x^3 + 0.0133x^2 + 0.0101x + 0.0164 \quad (4.12)$$

Onde y corresponde ao valor do coeficiente de arrasto, C_D , e x o valor do coeficiente de sustentação C_L .

Outro aspecto importante a verificar, relacionado com o arrasto e a sustentação da aeronave, é a razão de planeio, L/D , que é demonstrada em função da velocidade e do CL . A figura representa a razão de planeio da aeronave para as diferentes faixas de velocidade e CL , nas Figuras 19 e 20.

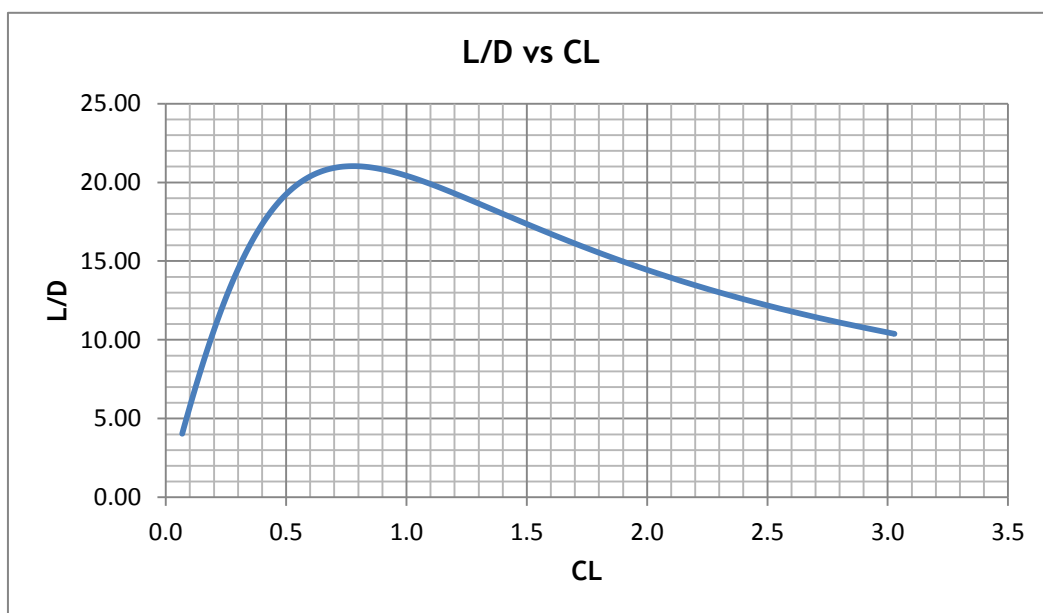


Figura 19: Razão de Planeio em função do Coeficiente de Sustentação, versão 200cv

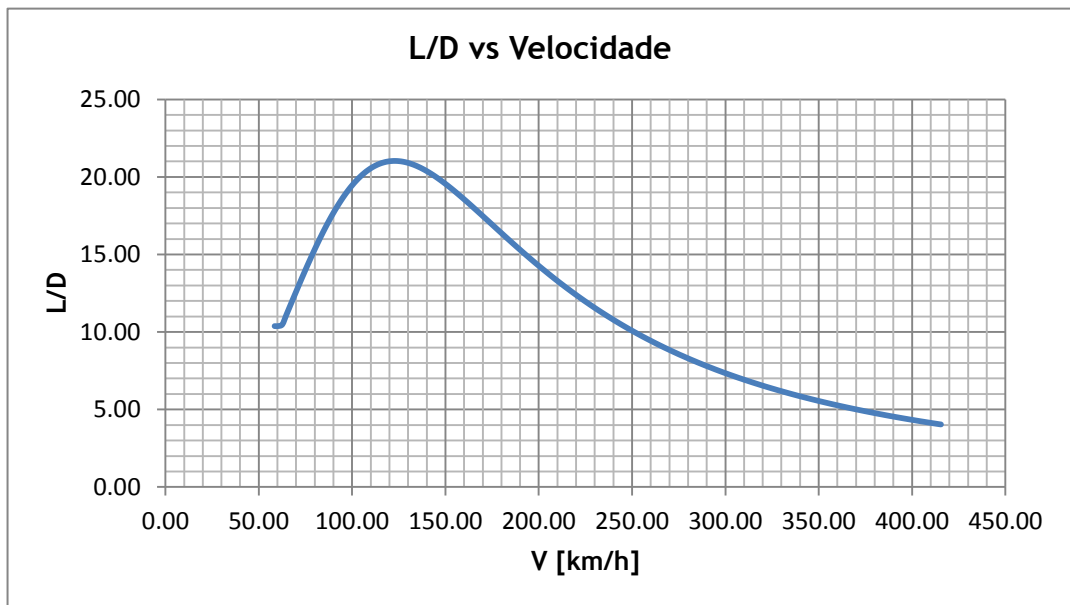


Figura 20: Razão de planeio versus velocidade, versão 200cv

5.1.2 Autonomia e Alcance

Autonomia é o tempo de voo da aeronave. Este processo apresenta vários casos, dado que a aeronave poderá ser carregada de diferentes formas. A situação que se vai analisar em seguida representa a autonomia da aeronave para o caso de um carregamento com um piloto pesado, 5 kg de bagagem e 91,4 kg de combustível dando para voar cerca de 3 horas. Com esta autonomia é possível atingir um alcance de 1070 km.

Com dois pilotos pesados os números diminuem bastante já que apenas é possível carregar o Speedster com 6,4 kg, dando uma autonomia de cerca 15 minutos.

5.1.3 Potência vs Velocidade

A partir dos dados obtidos para a potência requerida e a disponível pelo motor é possível obter o gráfico de potências disponíveis e requerida. Na Figura 21 são apresentadas três curvas: potência disponível a 100% de acelerador, potência disponível a 75% de acelerador e para potência requerida do motor.

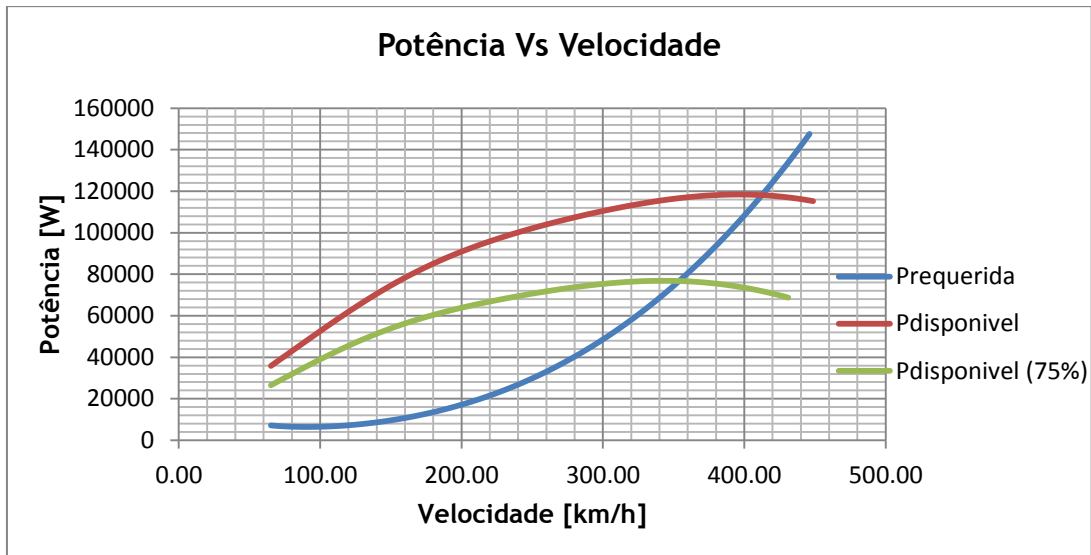


Figura 21: Relação Potência e Velocidade, versão 200cv

A velocidade máxima para cada situação proposta pode ser obtida através da interseção das curvas de potência requerida com as de potência disponível.

5.1.4 Descolagem

A descolagem é a fase do voo de um avião em que o veículo adquire a velocidade mínima para obter a sustentação necessária para alcançar o voo.

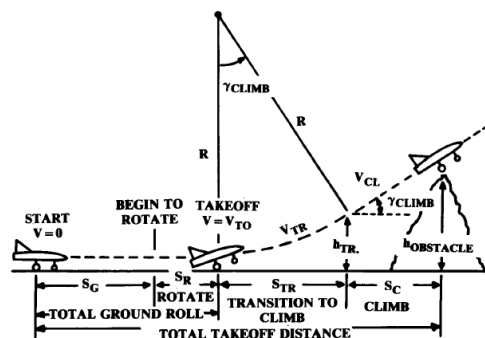


Fig. 17.17 Takeoff analysis.

Figura 22: Esquema decolagem. [13]

A distância de decolagem pode ser dividida em várias fases:

- Distância no solo, d_g ;
- Distância de transição para subida, d_{tr} ;
- Distância de subida, d_c onde a aeronave tem de ser capaz de sobrevoar um obstáculo, que segundo as normas deve ser igual a 15 m.

São precisos serem definidos outros parâmetros:

- V_{tr} = velocidade de transição = $1,2 V_{s0}$
- μ : fator de resistência de rolamento no solo = 0,05

A Tabela 15 apresenta as distâncias acima referidas do Speedster na fase de decolagem:

Tabela 15: Distância de decolagem, versão 200cv

d_g , [m]	Distância percorrida em solo	55,69
d_{tr} , [m]	Distância de transição	17,75
d_{RC}	Distância de subida	44,14
d_d , [m]	Distancia total	117,58

A razão de subida é de 16 m/s.

5.1.5 Distância de Aterragem

A aterragem consiste no ato de descer e pousar uma aeronave na superfície terrestre. Esta será não só fortemente influenciada pelas características da aeronave, mas também pelas condições da pista.

Em seguida é apresentada a distância necessária para a aterragem considerando que a pista tem inclinação igual a 0° . Tal como na decolagem, a distância total de aterragem é a soma de três outras distâncias

- Distância de planeio a partir de uma altura padrão (pelas normas deve ser igual a 15 m), d_p'
- Distância de desaceleração em voo, d_{deac}
- Distância de desaceleração no solo, d_g'

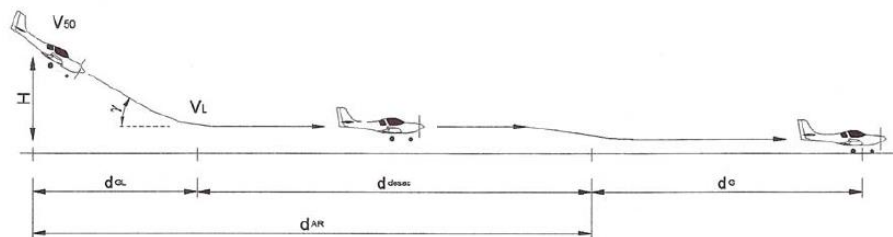


Figura 23: Esquema relativo à fase de aterragem [14]

São ainda precisos serem definidos outros parâmetros:

$$V_{50} = \text{velocidade no ponto do obstáculo} = 1,3 V_{s1}$$

$$V_L = \text{velocidade de pouso} = 1,15 V_{s1}$$

$$\mu: \text{fator de resistência de rolamento no solo} = 0,3$$

A Tabela 16 apresenta as distâncias acima referidas:

Tabela 16: Distância de Aterragem, versão 200cv

d_{gl} , [m]	Distância de planeio	85,07
d_{deac} , [m]	Distância de desaceleração em voo	78,32
d_g , [m]	Distância de desaceleração em solo	140,92
d_a , [m]	Distância de desaceleração total	304,30

5.1.6 Envelope de Voo

Em seguida é apresentada uma tabela resumo com as velocidades limite e as velocidades consoante a fase de voo. Estas velocidades estão em km/h.

Tabela 17: Envelope de voo, versão 200cv

V_{s0}	Velocidade de perda com flapes	63,64
V_{s1}	Velocidade de perda sem flapes	90,14
V_F	Velocidade máxima com flapes estendidos	126,20
V_{cruz}	Velocidade cruzeiro (75%)	356,29
V_{max}	Velocidade máxima	415,49
V_D	Velocidade de mergulho	498,81
V_A	Velocidade de manobra	180,28
V_{NO}	Velocidade máxima estrutural no cruzeiro	399,55
V_{NE}	Velocidade a nunca ser excedida	448,93

5.1.7 Diagrama n-V

O diagrama v-n representa uma maneira gráfica para se verificar as limitações estruturais de uma aeronave em função da velocidade de voo e do fator de carga na qual o avião está submetido. O Speedster está a ser desenvolvido segundo as normas do CS 23 da EASA.

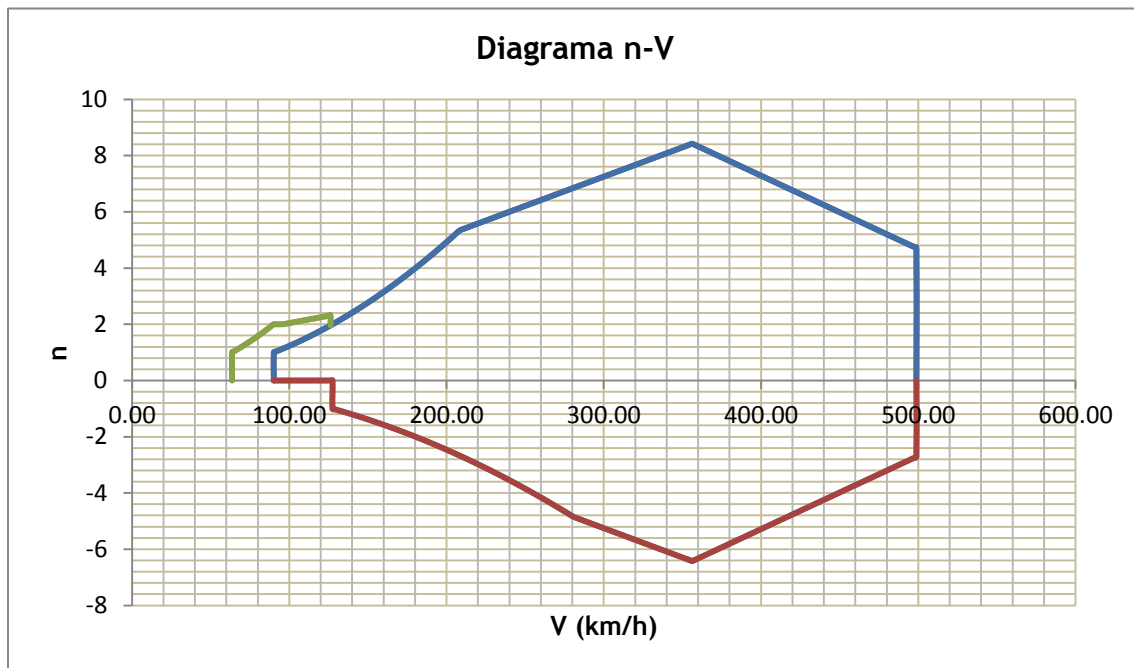


Figura 24: Diagrama n-V, versão 200cv

A Tabela 18 mostra os pontos importantes do gráfico.

Tabela 18: Pontos carga limite e respetivas velocidades, versão 200cv

Ponto	V em km/h, [Eixo Oy]	Fator de carga positivo [Eixo Ox]	Fator de carga negativo [Eixo Ox]	V_{flape} em km/h, [Eixo Oy]	Fator de carga do flape [Eixo Oy]	
(1)	90,14	1,00	0,00	(6)	63,64	1,00

(2)	126,20	1,96	0,00
(3)	127,5	2,00	-1,00
(4)	356,29	8,42	-6,42
(5)	498,81	4,71	-2,71

(7)	90,14	2,00
(8)	126,20	2,31
		-
		-

5.2 Caso (II) - Rotax 912 ULS

Para o desempenho que se segue são utilizados os mesmos métodos acima, no entanto, como já referido, agora para a versão 100cv com a respetiva combinação da hélice:

5.2.1 Polar de Arrasto

A polar de arrasto da aeronave é apresentada na Figura 25.

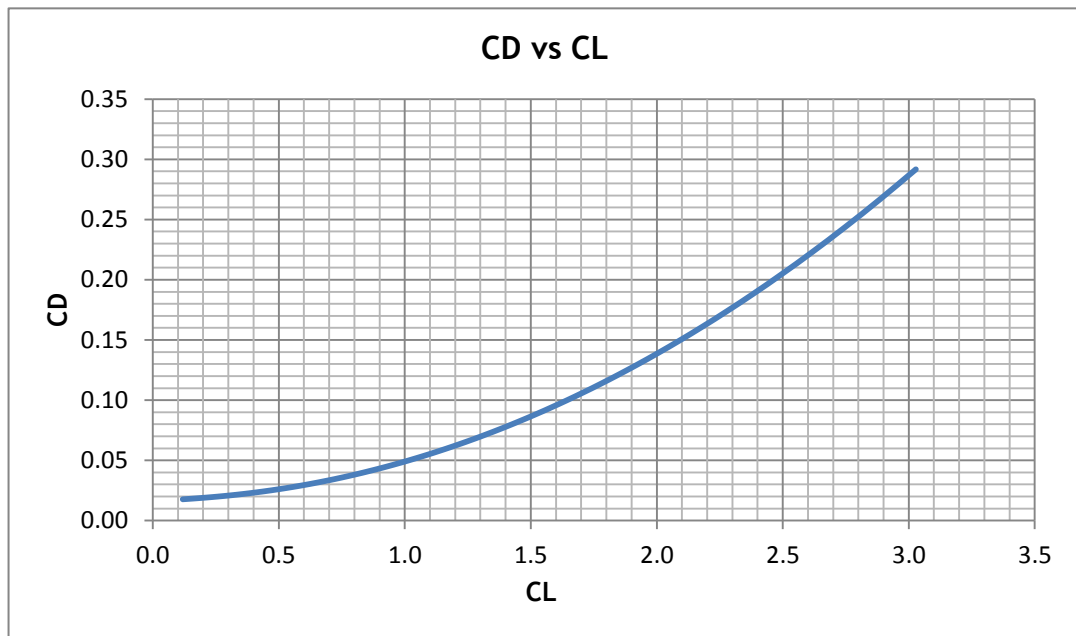


Figura 25: Polar de arrasto da aeronave, versão 100cv

A equação polinomial que rege o comportamento da polar de arrasto da aeronave é a seguinte:

$$y = -5 \times 10^{-5}x^6 + 0.0006x^5 - 0.0032x^4 + 0.0076x^3 + 0.0198x^2 + 0.0077x + 0.0165 \quad (4.13)$$

Onde y corresponde ao valor do coeficiente de arrasto, C_D , e x o valor do coeficiente de sustentação C_L .

Em seguida, na Figura 26 e 27, são representadas as variações da razão de planeio em função da velocidade e em função do coeficiente de sustentação.

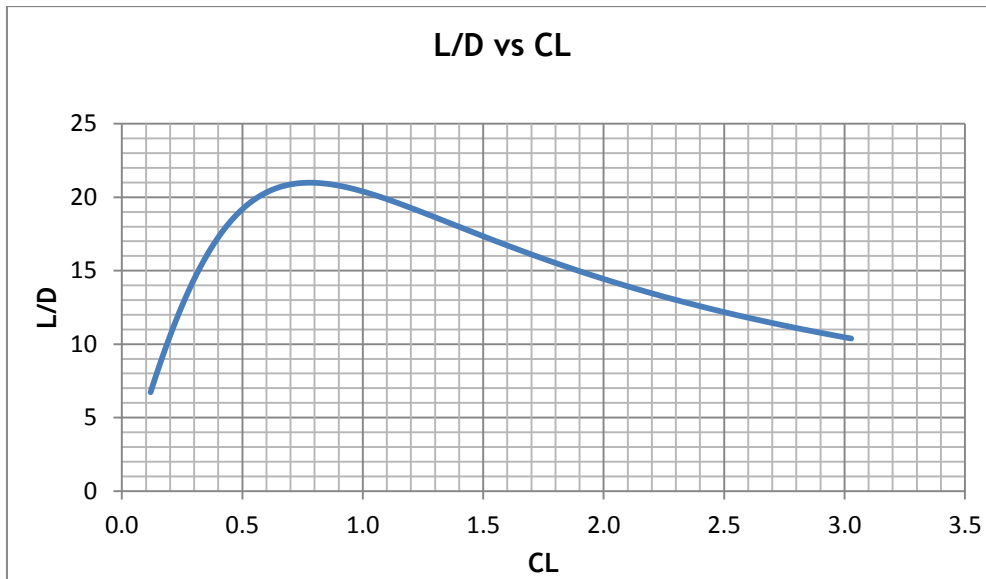


Figura 26: Razão de planeio em função do coeficiente de sustentação, versão 100cv

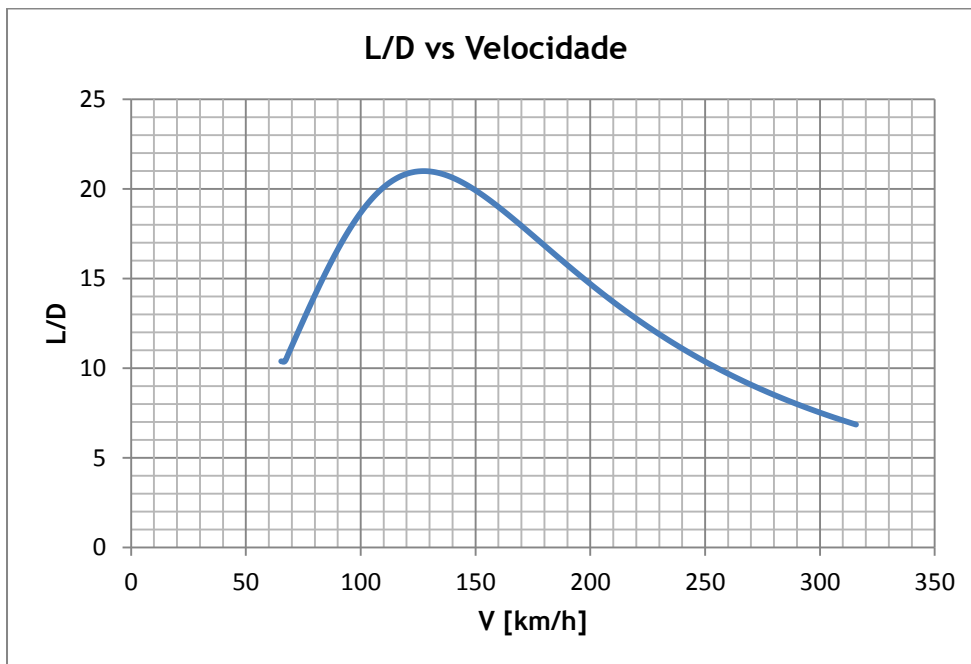


Figura 27: Curva L/D versus Velocidade, versão 100cv

5.2.2 Autonomia e Alcance

Autonomia é o número de horas de voo possíveis para a aeronave. Este processo apresenta vários casos, dado que a aeronave poderá ser carregada de diferentes formas. A situação apresentada em seguida representa a autonomia da aeronave para o caso de um carregamento com dois pilotos pesados, 5 kg e 34 kg. Nesta condição a aeronave será capaz de voar durante 2 horas.

Com esta autonomia é possível atingir um alcance de 530 km.

5.2.3 Potência vs Velocidade

As curvas de potência disponível a 100% de acelerador, potência disponível a 75% do acelerador e requerida encontram-se na Figura 28.

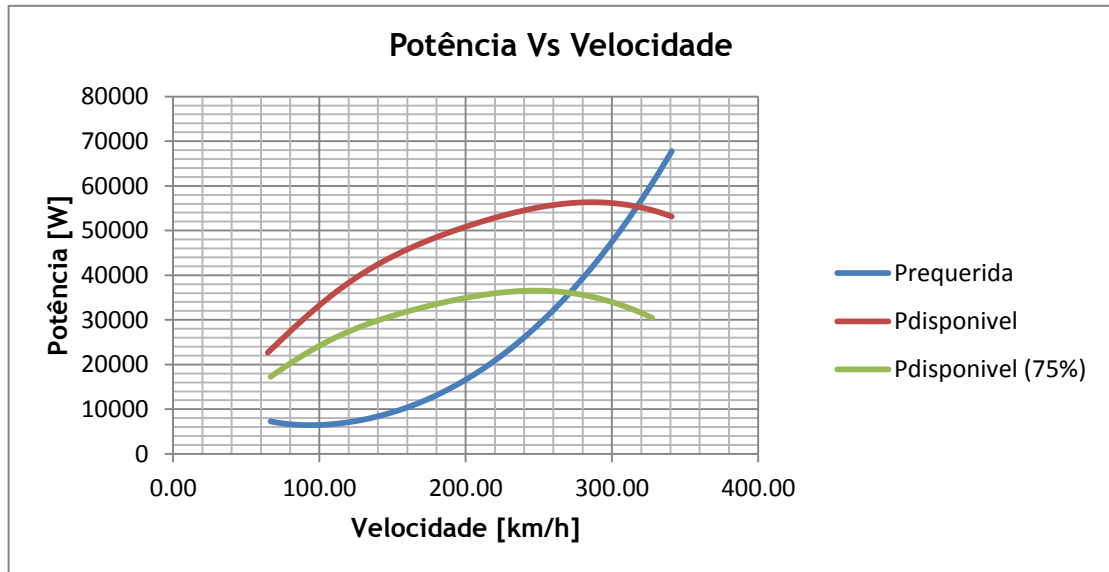


Figura 28: Potência versus velocidade, versão 100cv

5.2.4 Descolagem

A Tabela 19 apresenta as distâncias acima referidas do Speedster na fase de descolagem:

Tabela 19: Distância de Descolagem, versão 100cv

d_g , [m]	Distância percorrida em solo	95,42
d_{tr} , [m]	Distância de transição	9,41
d_{RC}	Distância de subida	96,68
d_d , [m]	Distância total	201,52

A razão de subida é de 12,30 m/s.

5.2.5 Distância de Aterragem

Os dados relativos à aterragem encontram-se na Tabela 20.

Tabela 20: Distância de aterragem, versão 100cv

d_{gl} , [m]	Distância de planeio	85,07
d_{deac} , [m]	Distância de desaceleração em voo	81,79
d_g , [m]	Distância de desaceleração em solo	147,161
d_a , [m]	Distância de desaceleração total	314,018

5.2.6 Envelope de Voo

Em seguida é apresentada uma tabela resumo com as velocidades limites e as velocidades consoante a fase de voo. Estas velocidades estão em km/h.

Tabela 21: Envelope de voo, versão 100cv

V_{s0}	Velocidade de perda com flapes	63,64
V_{s1}	Velocidade de perda sem flapes	92,12
V_F	Velocidade máxima com flapes estendidos	128,96
V_{cruz}	Velocidade cruzeiro (75%)	270,73
V_{max}	Velocidade máxima	317,32
V_D	Velocidade de mergulho	379,02
V_A	Velocidade de manobra	184,23
V_{NO}	Velocidade máxima estrutural no cruzeiro	303,60
V_{NE}	Velocidade nunca a ser excedida	341,12

5.2.7 Diagrama n-V

Para a versão 100cv, o digrama n-V obtido encontra-se na Figura 29.

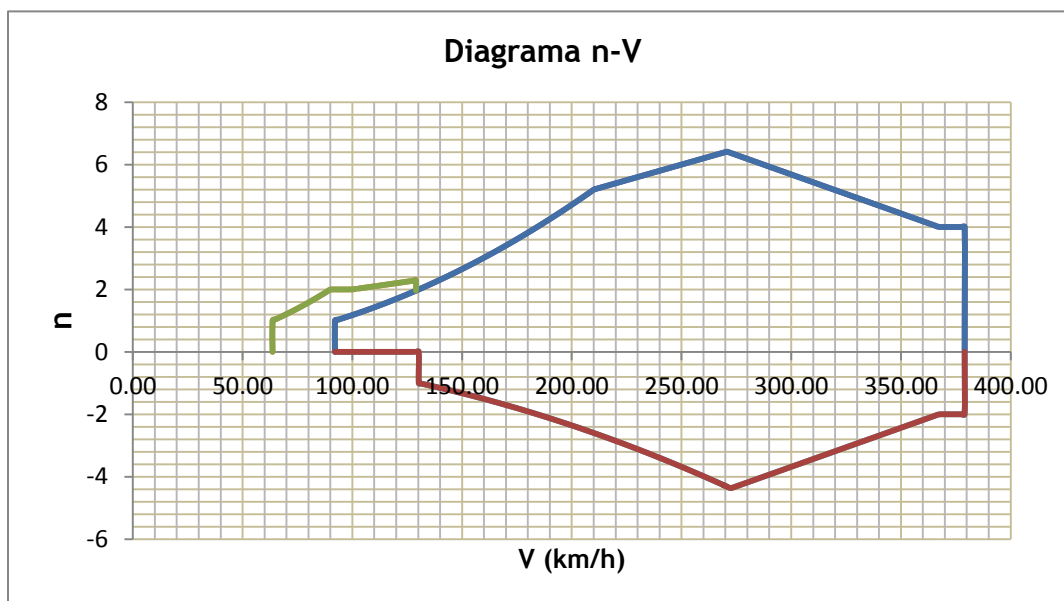


Figura 29: Diagrama n-V, versão 100cv

A Tabela 22 mostra os pontos importantes do gráfico.

Tabela 22: Pontos de carga limite e respetivas velocidades, versão 100cv

Ponto	V em km/h, [Eixo Oy]	Fator de carga positivo [Eixo Ox]	Fator de carga negati- vo [Eixo Ox]		V_{flape} em km/h, [Eixo Oy]	Fator de carga do flape [Eixo Oy]
(1)	92,12	1,00	0	(6)	63,64	1
(2)	128,96	1,96	0	(7)	92,12	2,00
(3)	130,3	2,00	-1	(8)	128,96	2,29
(4)	270,73	6,42	-4.31			-
(5)	379,02	4,00	-2			-

6. Análise do Projeto

Começando pelo arrasto/sustentação da aeronave foram feitos todos os esforços para diminuir o arrasto da asa. O perfil escolhido foi o perfil que apresentava valores de coeficientes de arrasto mais baixos, e por isso, neste aspeto não seria possível reduzir mais. Contudo, no que diz respeito ao arrasto da fuselagem, componente com maior peso no arrasto total da aeronave, com o compromisso de atingir velocidades ainda maiores, este é um fator a melhorar, principalmente pelo arrasto da canóopia que representa 11% do arrasto total da aeronave.

A razão de planeio toma valores, inesperadamente altos, sendo que tem a razão de planeio, L/D, de 21 para velocidades de 123,20 km/h. Contudo, como já dito, foram feitos todos os esforços para reduzir ao máximo o arrasto da aeronave, e assim um L/D alto já era de esperar.

O depósito de combustível terá capacidade para albergar 100 kg de combustível o que representam cerca de 140 litros, que num total permitia voar cerca de 3 horas e 30 minutos, na versão 200cv Contudo estamos perante um peso máximo à descolagem baixo, sendo que aeronave em vazio já pesa 283,4 kg. A partir do momento que se carrega a aeronave com mais de 90 kg além do combustível, já se está a perder espaço para este, diminuindo assim a autonomia. Por isso, ao colocar dois pilotos pesados já sabemos que vamos ter uma autonomia baixa.

Em relação ao envelope de voo, vimos que existem duas opções:

- Obter a velocidade máxima possível
- Obter uma velocidade de 375 km/h como velocidade de cruzeiro.

Se optarmos pela velocidade de 375 km/h em fase de cruzeiro, isto é, a 75% da potência, a velocidade máxima acima dos 401 km/h (um dos requisitos) é também possível atingir. No entanto, comparando com a opção de velocidade máxima maior, há uma perda de cerca de 11 km/h na velocidade de cruzeiro. Este baseia-se na escolha da hélice.

O único requisito não cumprido, contudo, também não essencial, é o da velocidade de perda sem flapes. Um aumento na área da asa seria a possível resolução deste problema contudo estaríamos a prejudicar outros requisitos com maior prioridade como é o caso das velocidades de cruzeiro e máxima.

Na estabilidade e controlo também podemos fazer uma observação negativa quando o Speedster está carregado com dois pilotos pesados, pois fica com uma margem estática pequena (inferior a 10%) o que obrigará a um esforço maior por parte do piloto.

A estrutura não será muito diferente daquilo que se obteve na fase conceptual. As maiores diferenças estão na asa e na empenagem horizontal, tendo as duas aumentado de área. A Figura 30 mostra a vista de cima da aeronave na fase conceptual (esquerda) e obtida após o estudo preliminar.

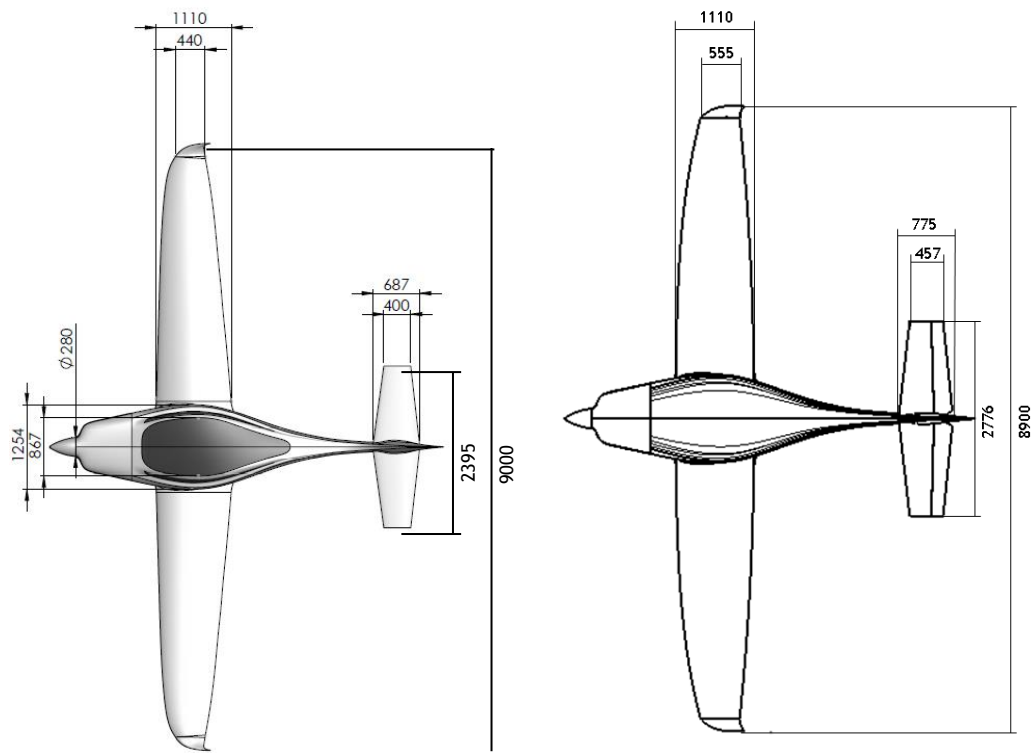


Figura 30: Comparação do esboço estudo conceptual e sugestão do estudo preliminar

7. Conclusões

Através dos estudos paramétricos efetuados foi possível validar o desempenho pretendido para o Speedster. Apenas foram redimensionados alguns componentes da aeronave com o intuito de atingir as velocidades de cruzeiro e máxima requeridas, com o propósito de diminuir o tempo das missões, mantendo ao mesmo tempo uma boa estabilidade e controle.

Existem alguns aspetos do projeto que levantam alguma preocupação quanto ao seu contributo para o cumprimento real do desempenho desejado e, por isso, carecem de um estudo mais aprofundado:

- A capacidade dos flapes atingirem o incremento de sustentação necessário para se obter a velocidade de perda tem que ser confirmada com mais detalhe;
- O friso existente na fuselagem e a junção da asa-fuselagem têm uma forma que indicam uma possível promoção da separação da camada limite prejudicando o arrasto da fuselagem;
- Capacidade de carregamento de combustível muito baixa quando a aeronave está ocupada com dois pilotos pesados.

Em conclusão, os dois requisitos opostos (alta velocidade de cruzeiro e baixa velocidade de perda) orientaram os resultados obtidos:

- A elevada velocidade de cruzeiro consegue-se com um perfil alar com um coeficiente de arrasto muito baixo - NACA 65(2)-215 - e uma hélice com grande relação passo/diâmetro - 56''x78'' na versão 200cv e 68''x95'' na versão 100cv;
- A baixa velocidade de perda consegue-se com uma área maior e com uns flapes muito eficientes. A escolha do perfil alar e da dimensão da asa com base no cruzeiro aumenta a exigência da eficiência dos flapes.

7.1 Trabalhos Futuros

O estudo paramétrico mostrou que é possível alcançar a meta proposta pela Eurosport Aircraft, à exceção da velocidade de perda sem flapes. No entanto, os dados obtidos são meramente resultados teóricos. É importante a confirmação experimental.

O sistema de flape de dupla fenda é complexo e ainda pouco explorado. Ao longo deste projeto a simulação representou uma das grandes dificuldades não tendo sido obtidos resultados viáveis. Seria importante uma investigação mais pormenorizada destes.

O estudo conceptual mostra a existência de *winglets*: componente aerodinâmico posicionado na extremidade da asa de uma aeronave. Em relação a estas também não foram realizadas análises. O uso destas poderá diminuir o arrasto induzido melhorando o desempenho da aeronave para as baixas velocidades, sendo importante estudar a sua influência.

8. Referências

- [1] EASA, “EASA’s Certification Specifications,” (30-09-2014). www.easa.europa.eu
- [2] Airliners.net, www.airliners.net (30-09-2014)
- [3] DynAero, www.dynaero.com (30-09-2014)
- [4] Pipistrel Aircraft, www.pipistrel.com (30-09-2014)
- [5] Rotax Aircraft Engines, www.flyrotax.com, (30-09-2014)
- [6] ULPower’s New Six Cylinder Engines, www.ulpower.com (30-09-2014)
- [7] UIUC Airfoil Data Site, aerospace.illinois.edu, (30-09-2014)
- [8] Daniel Webster College: Faculty Home Pages, faculty.dwc.edu/sadraey/Aileron%20Design.pdf (30-09-2014)
- [9] Sadraey M., Aircraft Design: A Systems Engineering Approach, 2012, Wiley Publications
- [10] Gudmundsson, S., General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures, 2014, Elsevier, first edition.
- [11] Fioravante V.; Langley Memorial Aeronautical Laboratory Langley Field, Va., RESEARCH MEMORANDUM: “Wind-Tunnel Investigation of Air Loads Over a Double Slotted Flap on the NACA 65(216)-215, $\alpha=0.8$ Airfoil Section”, April 1947, Washington.
- [12] Etkin, B. and Reid, L.D., Dynamics of Flight: Stability and Control, 1996, John Wiley & Son, third edition.
- [13] Raymer, D.P., Aircraft Design: A Conceptual Approach, 1999, AIAA Education series, second edition.
- [14] Projeto BRATI-01, Centro de Estudos Aeronáuticos - CEA da Universidade Federal de Minas Gerais.