



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR  
Engenharia

# **Desenvolvimento de um conjunto de asas para o CEiiA-UAS05**

**Ludjer Manuel Lopes Rodrigues**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

**Engenharia Aeronáutica**

(2º Ciclo de estudos integrados)

Orientador: Prof. Doutor Miguel Ângelo Rodrigues Silvestre

Coorientador: Eng. José Renato Machado

Covilhã, Fevereiro 2018



# Dedicatória

Este trabalho é dedicado aos meus pais...

.... Ao meu pai, Jorge José Rodrigues

.... À minha mãe, Ana Lopes

“odjo é cobardo, mas mom é balenti”



# Agradecimentos

Em primeiro lugar, gostaria de agradecer aos meus orientadores, Ph.D. Miguel Ângelo Rodrigues Silvestre e o Eng. José Renato Machado, por estarem sempre presentes, pela paciência, acompanhamento e orientação durante esta dissertação. Gostaria de agradecer também a todos os professores que me ajudaram no meu percurso académico.

Quero agradecer ao CEiiA, pela oportunidade de concluir este percurso académico com uma experiência laboral, permitindo-me enaltecer as minhas competências pessoais e profissionais. Um agradecimento especial à equipa de UAV's do CEiiA, pela gentileza, amizade e por todo o apoio na realização da dissertação.

Um agradecimento profundo a todas as fundações de apoio (Programa escolhas "Bolsas UCAN", Fundação AMI, Fundação Oriente), que me apoiaram e me ajudaram a alcançar o meu objetivo.

A todos os meus amigos que estiveram comigo durante estes anos e que me ampararam nos momentos mais difíceis. Aos que, ao longo deste percurso se tornaram grandes amigos, um apreço especial e espero que a amizade se mantenha durante muito tempo. A lista é extensa. Por isso, nada de nomes ...

Finalmente, quero agradecer aos meus pais, Jorge Rodrigues e Ana Lopes, e à minha avó, Delfina Lopes, por todo o apoio e amor incondicional que me deram. Sem vocês, nada disto seria possível.



# Resumo

Esta dissertação surge no âmbito de uma cooperação entre o CEIIA, a Universidade da Beira Interior e o aluno, e visa o desenvolvimento de um conjunto de novas asas para o veículo aéreo não tripulado CEiiA-UAS05. O veículo não tripulado é uma tecnologia atual, vista com grandes expectativas em termos de volume de negócio e de novas aplicações e atualmente, o maior desafio que a indústria tem enfrentado é “aumentar” a autonomia e o alcance dos mesmos. Estes fatores, que remetem para um ambiente desafiante, aliados aos conhecimentos adquiridos ao longo de todo o percurso académico, convergem numa oportunidade de inovação do produto, estudado em ambiente empresarial, apresentado nesta dissertação.

Tendo por base os requisitos e as características do CEiiA-UAS05 original, aplicou-se uma formulação em folha de cálculo, para modelação do sistema, de forma a realizar estudos paramétricos para as variáveis de projeto. Utilizaram-se as ferramentas: XFOIL/XFLR5 para o desenho de um novo perfil alar para baixos números de Reynolds, adequado às novas asas do UAV, e seleção da distribuição de corda, incidência e enflechamento de forma a obter a distribuição de sustentação apropriada para o novo plano sustentador; CATIA V5 para o desenho do modelo 3D do plano sustentador final. Como resultado, obteve-se um perfil alar com melhores características de desempenho aerodinâmico do que os que eram utilizados nas asas originais, e um novo plano sustentador com melhor compromisso entre as características de entrada em perda aerodinâmica e o desempenho. A metodologia implementada permitiu alcançar os objetivos (aprimorar/aumentar o desempenho da aeronave) cumprindo os requisitos impostos pelo CEIIA e selecionar a hélice para o CEiiA-UAS05.

## Palavras-chave

UAV, Desenvolvimento Asa, Perfil Alar, Baixo Número Reynolds, Alcance, Autonomia, XFLR5



# Abstract

The present dissertation is part of a cooperation between CEIIA, the University of Beira Interior and the student. It aims to develop a set of new wings for the Unmanned Aerial Vehicle (UAV) CEiiA-UAS05. The UAV is a technology seen with great expectations in terms of business volume and new applications, and today the biggest challenge facing the industry is to increase their endurance and range. These factors, which pose a challenging environment, allied to the knowledge acquired over the academic journey, converge to an opportunity for product innovation, studied in the industry environment and presented in the present dissertation.

Based on the requirements and characteristics of the original CEiiA-UAS05, a spreadsheet formulation for system modelling was applied in order to carry out parametric studies for the design variables. The following tools were used: XFOIL / XFLR5 for the design of a new airfoil for low Reynolds numbers operation, suitable for the new wings of the UAV, and selection of a span distribution of chord, angle of incidence and swept in order to obtain the required lift distribution for the new wing; and CATIA V5 for the design of the 3D model of the final wing. As a result, an aerodynamic profile was developed with better aerodynamic performance characteristics than those presented by the original wing airfoils, and a new wing design with a better compromise between the stall characteristics and performance. The implemented methodology allowed to reach the objectives (increase the performance of the original aircraft) fulfilling the requirements imposed by CEIIA and a propeller for CEiiA-UAS05 was also selected.

## Keywords

UAV, Wing Design, Airfoil design, Low Reynolds Number, Range, Endurance, XFLR5



# Índice

Dedicatória .....	ii
Agradecimentos .....	iv
Resumo .....	vi
Abstract .....	viii
Lista de Figuras .....	xiii
Lista de Tabelas.....	xvii
Lista de Acrónimos .....	xix
Lista de Nomenclaturas.....	xxi
1 Introdução .....	1
1.1 Motivação.....	1
1.2 CEIIA.....	2
1.3 Objetivos do Estudo .....	4
1.4 Requisitos .....	5
1.5 Caracterização do CEiiA-UAS05.....	5
1.6 Estruturação do Documento .....	7
2 Revisão Bibliográfica .....	8
2.1 Fundamentos Teóricos .....	8
2.1.1 Perfil Alar .....	8
2.1.2 Geometria da Asa .....	17
2.1.3 Desempenho.....	23
2.1.4 Tecnologia de Fabrico .....	24
2.2 Estado da Arte.....	26
3 Metodologia.....	30
3.1 Identificação das Ferramentas Utilizadas .....	32
3.2 Análise do Problema.....	33
3.2.1 Asas do CEiiA-UAS05 .....	33
3.2.2 Projeto Conceptual .....	34
3.3 Formulação.....	35
3.4 Limitação de Envergadura e Corda para Utilização da Cauda do CEiiA-UAS05.....	45
3.5 Desenvolvimento do Perfil Alar para o Novo Plano Sustentador.....	46
3.6 Dimensionamento da Distribuição da corda, Ângulo de Incidência, Enflechamento e Diedro ao Longo da Envergadura .....	54
4 Resultados .....	57

4.1	Limites para a Envergadura e a Corda Média Aerodinâmica de novas Asas para o CEiiA-UAS05.....	57
4.2	Resultados do Estudo Paramétrico.....	57
4.3	Perfil Alar do novo Plano Sustentador.....	62
4.4	Distribuição da Corda, Ângulo de Incidência, Enflechamento e Diedro ao longo da Envergadura.....	71
4.5	Seleção da hélice.....	74
4.6	Desempenho da nova asa.....	75
4.7	Estimativa do Desempenho final.....	77
5	Conclusões.....	79
5.1	Trabalhos futuros.....	79
	Bibliografia.....	81
	ANEXO A.....	84
	Características geométricas e aerodinâmicas dos perfis alares da superfície sustentadora do CEiiA-UAS05 original.....	84
	ANEXO B.....	86
	Comparação dos perfis AG40d-02f, S9000 e LM8570 com Flaps.....	86
	ANEXO C.....	88
	Identificação do Expoente de Correção.....	88
	ANEXO D.....	89
	Especificações do Motor.....	89
	ANEXO E.....	90
	Fabricação das Asas do UAS30 P2 utilizando Laminação Manual.....	90
	ANEXO F.....	91



# Lista de Figuras

Figura 1.1	Centro de Engenharia do CEiiA, [4].	2
Figura 1.2	Vistas da plataforma CEiiA-UAS05, [5].	5
Figura 2.1	Parâmetros geométricos do perfil alar, (adaptada de [9]).	9
Figura 2.2	Curva típica de coeficiente de sustentação em função de $\alpha$ , (adaptada de [10]).	10
Figura 2.3	Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, [7].	11
Figura 2.4	Coeficiente de momento de arfagem, $C_{m1/4}$ em função de $\alpha$ , [7].	11
Figura 2.5	Comparação da curva do $Cl$ entre um perfil simétrico e um perfil com curvatura: NACA 0012 vs NACA 4412, $Re = 1 \times 10^5$ (XFOIL).	12
Figura 2.6	Variação da localização da curvatura e os seus efeitos na curva de sustentação do perfil ( adaptada de [10]).	13
Figura 2.7	Efeito da espessura relativa $Cl$ : $Re = 2 \times 10^5$ (XFOIL).	13
Figura 2.8	Efeito da espessura relativa na polar de arrasto: $Re = 2 \times 10^5$ (XFOIL).	14
Figura 2.9	Variação do coeficiente de sustentação e da polar de arrasto com o número de Reynolds (adaptada de [7]).	15
Figura 2.10	Curvas de coeficiente de sustentação: NACA 66018 (adaptada de [21]).	16
Figura 2.11	Polares de Arrasto experimentais e numéricas, [24]: Eppler 387, $6 \times 10^4 < Re < 3 \times 10^5$ .	17
Figura 2.12	Distribuição de $Cl \times c$ ao longo da envergadura de uma asa elíptica e de uma asa com geometria alternativa, [25].	18
Figura 2.13	Efeito de AR na curva coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, (adaptada de [7]).	18
Figura 2.14	Influência da envergadura no arrasto induzido, [2].	19
Figura 2.15	Efeito do enflechamento na distribuição do coeficiente de sustentação, (adaptada de [7]).	21
Figura 2.16	Efeito do afilamento no coeficiente de sustentação, [6].	22
Figura 2.17	Representação do efeito de diedro, [27].	22
Figura 2.18	Combinação do efeito de diedro com o coeficiente de volume da empenagem vertical, (adaptada de [29]).	23
Figura 2.19	Representação do processo de laminação manual, [30].	24
Figura 2.20	Representação do revestimento da asa.	25
Figura 2.21	Análise gráfica resultante da Tabela 2.1: $b$ em função de $MTOM$ .	28
Figura 2.22	Análise gráfica resultante da Tabela 2.1: $Vc$ em função de $MTOM$ .	28
Figura 2.23	Análise gráfica resultante da Tabela 2.1: $E$ em função de $MTOM$ .	29
Figura 3.1	Fluxograma adotada para o presente trabalho de dissertação.	30
Figura 3.2	Software propelector	33
Figura 3.3	Vista de cima da asa original do CEiiA-UAS05, [5].	33

Figura 3.4	Configuração predominante do estudo comparativo (Secção 2.2).	34
Figura 3.5	Configuração estrutural da secção típica da asa	35
Figura 3.6	Esquema de implementação do método das áreas projetadas.	41
Figura 3.7	Curvas de desempenho, $ClCd$ e $Cl3/2Cd$ , em função de $\alpha$ : AG40d-02f, AG41d-02f, AG42d-02f, AG43d-02f, $ReCL = 2 \times 105$ .	47
Figura 3.8	Curvas de desempenho, $ClCd$ e $Cl3/2Cd$ , em função do $Cl$ : AG40d-02f, AG41d-02f, AG42d-02f, AG43d-02f; $ReCL = 2 \times 105$ .	48
Figura 3.9	Curvas de $Cl$ vs $\alpha$ e da polar de arrasto: CLARK-Y, CR001sm, S9000 e AG40d-02f; $ReCL = 2 \times 105$ .	50
Figura 3.10	Coeficiente de momento e curvas de transição: CLARK-Y, CR001sm, S9000 e AG40d-02f; $ReCL = 2 \times 105$ .	51
Figura 3.11	Curvas de desempenho $ClCd$ e $Cl3/2Cd$ em função do coeficiente de sustentação: CLARK-Y, CR001sm, S9000 e AG40d-02f; $ReCL = 2 \times 105$ .	52
Figura 3.12	Distribuição de coeficiente de sustentação local para uma asa com distribuição de corda elíptica, retangular e com afilamento, [42].	55
Figura 3.13	Representação da distribuição de corda da asa inicial e da distribuição adotada.	55
Figura 4.1	Identificação dos limites inferiores e superiores para $b$ e $c$ .	57
Figura 4.2	Identificação do $CLótimo$ : $b = 3 m$ e $c = 0,205 m$ .	58
Figura 4.3	Identificação do $CLótimo$ : $b = 3 m$ e $c = 0,205 m$ .	59
Figura 4.4	Identificação do $bótimo$ função-objetivo $F1$ e alcance: $c_{min} = 0,21 m$ ; $c_{máx} = 0,38 m$ .	60
Figura 4.5	Identificação do $bótimo$ função-objetivo $F2$ e autonomia: $c_{min} = 0,21 m$ ; $c_{max} = 0,38 m$ .	60
Figura 4.6	Identificação do $cótimo$ função-objetivo $F1$ e alcance: $b = 3 m$ .	61
Figura 4.7	Identificação do $cótimo$ função-objetivo $F2$ e autonomia: $b = 3 m$ .	61
Figura 4.8	Geometria do perfil inicial S9000 e o obtido, LM8570.	63
Figura 4.9	Curvas de transição: S9000 e LM8570; $ReCl = 2 \times 105$ .	63
Figura 4.10	Coeficiente de sustentação: S9000 e LM8570; $ReCl = 2 \times 105$ .	64
Figura 4.11	Polar de arrasto: S9000 e LM8570; $ReCl = 2 \times 105$ .	64
Figura 4.12	Coeficiente de momento de arfagem: S9000 e LM8570; $ReCl = 2 \times 105$ .	65
Figura 4.13	Eficiência aerodinâmica: S9000 e LM8570; $ReCl = 2 \times 105$ .	66
Figura 4.14	Curvas $(Cl3/2)/Cd$ : S9000 e L8570; $ReCl = 2 \times 105$ .	66
Figura 4.15	Estudo da Corda do flap: $\delta = 10^\circ$ e $Cf/c$ igual a 30%, 25%, 20% e 15%. $ReCl = 2 \times 105$ .	68
Figura 4.16	Curvas de $Cl/Cd$ do perfil LM8570 com flap $cf/c = 20\%$ defletido a, $-6^\circ$ , $-4^\circ$ , $-2^\circ$ , $2^\circ$ , $4^\circ$ , $6^\circ$ , $8^\circ$ , $10^\circ$ e $12^\circ$ : $ReCl = 2 \times 105$ .	69
Figura 4.17	Envelope de eficiência aerodinâmica do perfil LM8570 após adição de flaps $ReCl = 2 \times 105$ .	70

Figura 4.18	Curvas ( $Cl_{32}/Cd$ ) do perfil LM8570 com flap defletido a $-6^\circ$ , $-4^\circ$ , $-2^\circ$ , $2^\circ$ , $4^\circ$ , $6^\circ$ , $8^\circ$ , $10^\circ$ e $12^\circ$ : $ReCl = 2 \times 105$ .	70
Figura 4.19	Envelope de ( $Cl_{32}/Cd$ ) do perfil LM8570 após adição de flaps: $ReCl = 2 \times 105$ .	71
Figura 4.20	Configuração e características da ASA Final obtida através do XFLR5 ( $b = 3\text{ m}$ ).	72
Figura 4.21	Distribuição da corda ao longo de $b/2$ selecionada para o novo plano sustentador.	73
Figura 4.22	Representação da ASA Final em CATIAV5	73
Figura 4.23	Distribuição de coeficiente de sustentação local do novo plano sustentador XFOIL(ASA final: $\alpha = 8,5^\circ$ $CL = 1.23$ ; ASA Original CEiiA: $\alpha = 7^\circ$ $CL = 0,99$ ).	74
Figura 4.24	Seleção da hélice, Tração disponível vs velocidade; Hélice: 13x8 e 14x7.	74
Figura 4.25	Seleção da hélice, Potência Disponível vs velocidade; Hélice: 13x8 e 14x7.	75
Figura 4.26	Eficiência aerodinâmica do novo plano sustentador: XFOIL	76
Figura 4.27	$Cl_{32}/CD$ da nova asa: XFOIL.	76
Figura 4.28	Tração requerida do novo plano sustentador em XFLR5.	77
Figura 4.29	Tração requerida e disponível em função da velocidade	78
Figura 4.30	Potência disponível e requerida em função da velocidade	78
Figura A.0.1	$Cm_{1/4}$ vs $\alpha$ (esquerda) e curvas de transição (direita): AG40d-02f, AG41d-02f, AG42d-02f, AG43d-02f: $ReCl = 2 \times 105$ .	85
Figura B.0.1	Curvas de eficiência aerodinâmica dos perfis AG40d-02f, S9000 e Ludjer_mars (LM5870), com flaps: $ReCl = 2 \times 105$ .	86
Figura B.0.2	Curvas de $Cl_{2/3}/Cd$ dos perfis AG40d-02f, S9000 e Ludjer_mars (LM5870), com flaps: $ReCl = 2 \times 105$ .	87
Figura C.0.1	Aproximação do $Cd$ Estimado ao $Cd$ obtido através do XFLR5, em função do Reynolds com Expoente -0.37.	88
Figura E.0.1	Processo de fabricação das asas do UAS30 P2.	90
Figura F.0.1	Vistas do plano sustentador final em CATIAV5-	91



# Lista de Tabelas

Tabela 1.1	Especificações de desempenho da asa do CEiiA-UAS05 original .....	6
Tabela 1.2	Características geométricas da asa original .....	6
Tabela 1.3	Características Geométricas da cauda .....	6
Tabela 2.1	Tabela Comparativa .....	27
Tabela 3.1	Materiais selecionados para a construção das asas. ....	35
Tabela 3.2	Características Geométricas e de Desempenho dos perfis AG40d-02f, S9000, CR001sm e CLARK-Y. $Re_{CL} = 2 \times 10^5$ .....	53
Tabela 3.3	Medidas da asa original do CEiiA-UAS05 em XFLR5.....	56
Tabela 4.1	Resumo dos resultados do estudo paramétrico .....	59
Tabela 4.2	Características geométricas: AG40d-02f, S9000 e LM8570.....	62
Tabela 4.3	Características aerodinâmicas: AG40d-02f, S9000 e LM8570; $Re_{CL} = 2 \times 10^5$ ....	67
Tabela 4.4	Dimensões finais do novo plano sustentador em XFLR5 (Dis representa a distribuição dos painéis).....	72
Tabela A.0.1	Características geométricas dos perfis alares do CEiiA-UAS05 original .....	84
Tabela A.0.2	Características geométricas dos perfis alares do CEiiA-UAS05 original .....	85
Tabela C.0.1	Dados para identificação do expoente de correção .....	88
Tabela D.0.1	Especificações do motor [44].....	89



# Lista de Acrónimos

A.D	Afilamento Duplo
A.S	Afilamento Simples
AUV	Autonomous Underwater Vehicle
CAFE	Comparative Aircraft Flight Efficiency
D.D	Diedro Duplo
D.S	Diedro Simples
ESC	Electronic Speed Controller
LiPo	Lithium-ion Polymer
MDF	Medium Density Fiberboard
MTOM	Maximum Take-Off Mass
NASA	National Aeronautics and Space Administration
N.I	Não identificado
RDE	Research Design & Engineering
RPA	Remotely Piloted Aircraft
RPV	Remotely Piloted Vehicle
UAS	Unmanned Aerial System
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
UBI	Universidade da Beira Interior
UCAS	Unmanned Combat Aerial System



# Lista de Nomenclaturas

$AR$	Razão de aspeto
$AR_a$	Razão de aspeto da asa
$AR_E$	Razão de aspeto da empenagem
$AR_h$	Razão de aspeto da empenagem horizontal
$AR_v$	Razão de aspeto da empenagem vertical
$b$	Envergadura
$b_a$	Envergadura da asa
$b_h$	Envergadura da empenagem horizontal
$b_v$	Envergadura da empenagem vertical
$b_{ref}$	Envergadura de referência
$c$	Corda
$\bar{c}$	Corda média aerodinâmica
$c_t$	Corda da ponta da asa
$c_r$	Corda na raiz da asa
$\bar{c}_h$	Corda média aerodinâmica da empenagem horizontal
$\bar{c}_v$	Corda média aerodinâmica da empenagem vertical
$c_{ref}$	Corda de referência
$C_d$	Coefficiente de arrasto do perfil alar
$C_{d_{min}}$	Coefficiente de arrasto mínimo do perfil alar
$C_D$	Coefficiente de arrasto
$C_{D_{av}}$	Coefficiente de arrasto total do avião
$C_{D_{0av}}$	Coefficiente de arrasto parasita do avião
$C_{D_{iav}}$	Coefficiente de arrasto induzido do avião
$C_{D_{asa}}$	Coefficiente de arrasto total da asa
$C_{D_{0asa}}$	Coefficiente de arrasto parasita da asa
$C_{D_{iasa}}$	Coefficiente de arrasto induzido da asa
$C_{D_h}$	Coefficiente de arrasto total da empenagem horizontal
$C_{D_{0h}}$	Coefficiente de arrasto parasita da empenagem horizontal
$C_{D_{ih}}$	Coefficiente de arrasto induzido da empenagem horizontal
$C_{D_v}$	Coefficiente de arrasto total da empenagem vertical
$C_{D_{0v}}$	Coefficiente de arrasto parasita da empenagem vertical
$C_{D_{iv}}$	Coefficiente de arrasto induzido da empenagem vertical
$C_{D_{0resto}}$	Coefficiente de arrasto as outras componentes
$C_L$	Coefficiente de sustentação

$C_{L_{av}}$	Coeficiente de sustentação do avião
$C_{L_{asa}}$	Coeficiente de sustentação da asa
$C_{L_{m\acute{a}x}}$	Coeficiente de sustentação máximo da asa
$C_{L_{m\acute{i}n}}$	Coeficiente de sustentação mínimo da asa
$C_{L_{m\acute{a}x_{ref}}}$	Coeficiente de sustentação máximo de referência
$C_{L_c}$	Coeficiente de sustentação de cruzeiro
$C_{L_h}$	Coeficiente de sustentação da empenagem horizontal
$C_l$	Coeficiente de sustentação do perfil alar
$C_{l_{m\acute{a}x}}$	Coeficiente de sustentação máximo do perfil alar
$C_{l_{m\acute{i}n}}$	Coeficiente de sustentação mínimo do perfil alar
$C_{l_{C_{d_{min}}}}$	Coeficiente de sustentação do perfil correspondente ao coeficiente de arrasto mínimo
$C_{l_{m\acute{a}x_{ref}}}$	Coeficiente de sustentação máximo de referência do perfil alar
$C_{l_h}$	Coeficiente de sustentação do perfil alar da empenagem horizontal
$C_m$	Coeficiente de momento de arfagem
$C_{m_{\alpha=0^\circ}}$	Coeficiente de momento para ângulo de ataque nulo
$D$	Força de arrasto
$E$	Autonomia
$E_{bat}$	Energia da bateria
$e$	Fator de eficiência Oswald
$e_h$	Fator de Oswald da Empenagem Horizontal
$F_1$	Função objetivo para máximo alcance
$F_2$	Função objetivo para máxima autonomia
$g$	Aceleração da gravidade
$h_{ref}$	Altura de referência
$h_{cg}$	Posição relativa do centro de gravidade ao centro aerodinâmico
$h_h$	Posição relativa do centro aerodinâmico da empenagem horizontal ao bordo de ataque da asa
$h_v$	Posição relativa do centro aerodinâmico da empenagem vertical ao bordo de ataque da asa
$I$	Intensidade de corrente/corrente aplicada
$kv$	Constante do motor elétrico que representa rotações por min por Volt
$k$	Fator de medida de eficiência da asa
$M.S$	Margem Estática
$m_{pay}$	Massa da carga útil
$m_{empty}$	Massa vazia da aeronave

$m_{empty_{ref}}$	Massa vazia de referência
$m_{bat}$	Massa da bateria
$n$	Número de células da bateria
$L$	Força de sustentação
$L/D$	Razão de planeio
$LE$	Leading Edge (bordo de ataque)
$l'_h$	Distância do centro aerodinâmico da empenagem horizontal ao centro de gravidade
$l'_v$	Distância do centro aerodinâmico da empenagem vertical ao centro de gravidade
$l_h$	Distância do centro aerodinâmico da empenagem horizontal ao centro aerodinâmico da asa
$l_v$	Distância do centro aerodinâmico da empenagem vertical ao centro aerodinâmico da asa
$l_e$	Distância do centro aerodinâmico da empenagem ao centro aerodinâmico da asa
$P_{dis}$	Potência disponível
$P_{eixo}$	Potência disponível no eixo
$P_{elect}$	Potência elétrica disponível
$P_{req}$	Potência requerida
$P_{bat}$	Potência disponível da bateria
$R$	Alcance
$Re$	Número de Reynolds
$R_{int}$	Resistência interna do motor
$R_{esc}$	Resistência dos ESC's
$RS$	Razão de subida
$S$	Área alar
$S_h$	Área da empenagem horizontal
$S_v$	Área da empenagem vertical
$S_{h_{proj_{Xflr5}}}$	Área projetada na horizontal pela empenagem V em XFLR5
$S_{emp_{Xflr5}}$	Área da empenagem V em XFLR5
$S_{h_{proj_{MAP}}}$	Área da empenagem V projetada na horizontal com o método das áreas projetadas
$S_{v_{proj_{MAP}}}$	Área da empenagem V projetada na vertical com o método das áreas projetadas
$TE$	Trailing edge (bordo de fuga)
$T_{disp}$	Tração disponível
$T_{req}$	Tração requerida

$t/c$	Espessura relativa
$X_{np}$	Posição do ponto neutro
$X_{cg}$	Posição do centro de gravidade
$U_{nom}$	Tensão nominal da célula
$U_{tot}$	Tensão total disponível da bateria
$U_{bat}$	Tensão da bateria
$V$	Velocidade
$V_{m\acute{a}x}$	Velocidade máxima do avião
$V_c$	Velocidade de cruzeiro
$V_{m\acute{i}n}$	Velocidade mínima do avião
$V_S$	Velocidade de perda
$\bar{V}_v$	Coefficiente de volume da cauda vertical
$\bar{V}_h$	Coefficiente de volume da cauda horizontal
$\bar{V}_{vMAP}$	Coefficiente de volume da cauda vertical com o método das áreas projetadas
$\bar{V}_{hMAP}$	Coefficiente de volume da cauda horizontal com o método das áreas projetadas
$\bar{V}_{vref}$	Coefficiente de volume de referência da empenagem vertical
$\bar{V}_{href}$	Coefficiente de volume de referência da empenagem horizontal
$w_{pay}$	Peso da carga útil
$w_{av}$	Peso máximo da aeronave à decolagem
$W_w$	Peso da asa

### **Letras Gregas**

$\alpha$	Ângulo de ataque
$\alpha_i$	Ângulo de ataque induzido
$\rho$	Densidade do fluido
$\lambda$	Razão de afilamento da asa
$\Gamma$	Ângulo de Diedro
$\gamma$	Ângulo de razão de subida
$\delta$	Ângulo de deflexão do <i>flap</i>
$\eta_{h\acute{e}lice}$	Eficiência da hélice
$\eta_{m1}$	Eficiência do modelo 1
$\eta_{m2}$	Eficiência do modelo 2
$\mu$	Viscosidade dinâmica
$\tau$	Fator corretivo para ângulo de ataque induzido
$\pi$	Número de Pi.





# 1 Introdução

O presente trabalho surge no âmbito de uma colaboração entre a Universidade da Beira Interior, o CEIIA e o aluno, em que o CEIIA desafiou o aluno a desenvolver um conjunto de novas asas, para o veículo não tripulado CEIIA-UAS05, que se encontra em fase final de desenvolvimento no centro de excelência e inovação da empresa, de forma a aumentar a sua autonomia e o alcance.

O desenvolvimento de veículos não tripulados progrediu muito nos últimos anos e o interesse nos mesmos vem crescendo cada vez mais [1]. “O conceito e a tecnologia de veículo não tripulado teve uma origem maioritariamente bélica (sendo principalmente usados como alvos ou como plataformas de observação em termos de estratégias militar), porém, recentemente a sua utilização civil tem vindo a aumentar quer ao nível de aplicações comerciais (fotografia, filmagens, corridas de Drones, etc) quer ao nível governamental (vigilância florestal, campanhas antiterrorismo, socorro em desastres, patrulha, entre outros)”.

Ao longo do crescimento e evolução desta indústria, os veículos aéreos não tripulados foram definidos com diferentes termos (RPA, RPV, UCAS, UAV, UAS). Estes termos surgiram devido aos requisitos por vezes opostos existentes nas aplicações militares e civis [1], [2]. No entanto, estes requisitos acabam quase sempre por convergir para máxima autonomia e/ou máximo alcance, como é disso exemplo este trabalho em particular.

## 1.1 Motivação

Dependendo da missão, os UAV's podem ou não, apresentar vantagens quando comparados com as aeronaves tripuladas [1]. Há três fatores principais que favorecem os veículos não tripulados - diminuição do risco de perda de vida humana, redução de tempo e redução do custo de operação. As vantagens apresentadas pelos veículos não tripulados fizeram com que a indústria dos UAV's se tornasse numa área para fortes investimentos [2].

O UAV é uma tecnologia atual, vista com grandes expectativas em termos de volume de negócio e de novas aplicações, como por exemplo o recente “drone” da NASA [3], para voo de reconhecimento em Marte. Devido ao crescimento constante da utilização desta tecnologia, surgem cada vez mais novos requisitos. Assim, para responder da melhor forma às necessidades das novas missões, têm-se estudado vários UAV's que permitem realizar a missão de uma forma mais económica/eficiente, e com a maior versatilidade possível.

Estes fatores, que remetem para um ambiente desafiante, aliados aos conhecimentos adquiridos ao longo de todo o percurso académico, convergem numa oportunidade de inovação do produto, estudado em ambiente empresarial, apresentada nesta dissertação.

## 1.2 CEIIA

CEIIA, centro de engenharia e desenvolvimento de produto, é uma empresa dedicada ao desenvolvimento de estruturas e sistemas complexos principalmente nos sectores marítimo automóvel e aeronáutico. Desenvolve produtos e serviços próprios na área de mobilidade, em parceria com universidades e outras indústrias. Fundado em 1999 com o objetivo de aumentar a competitividade da indústria automóvel portuguesa, o CEIIA alargou a sua atividade e está agora também focado na mobilidade pessoal e atividade aeronáutica/espacial e naval.



Figura 1.1 Centro de Engenharia do CEiiA, [4].

O CEIIA, trabalha em conjunto com um grande número de empresas portuguesas e estrangeiras, desenvolvendo produtos e processos de inovação, promovendo assim a integração das empresas na indústria e cadeias de fornecimento globais.

A empresa presta serviços de engenharia tanto para aviação civil como militar e possui um portefólio de projetos em colaboração com a Embraer, Finmeccanica e Daher. As atividades de desenvolvimento de produto estão focadas no design, análise estrutural, estudos aerodinâmicos e interiores de aviões. No centro de engenharia do CEIIA existe uma unidade de prototipagem que permite testar e avaliar todos os produtos desenvolvidos de uma forma rápida e flexível.

Após a criação de uma equipa de engenheiros para a participação no programa RDE-Research, Design & Engineering da Leonardo Helicópteros em 2008, e de cumprir os objetivos estabelecidos para o mesmo, o CEIIA tornou-se num fornecedor de referência do tilt-rotor AW609.

Fruto do trabalho desenvolvido, o CEIIA juntamente com outra empresa nacional, foi selecionado para participar no desenvolvimento da aeronave militar multiusos KC-390 da

Embraer. Considerado o primeiro grande programa de engenharia aeronáutica em Portugal, o KC-390 tem mais de 450 mil horas de engenharia da responsabilidade do CEIIA. O projeto possibilitou ainda ao CEIIA, juntamente com outras redes internacionais, incentivar diversos projetos de investigação e desenvolvimento, como o Bettersky, o programa A+, entre outros.

Em 2014, o CEIIA desenvolveu a plataforma UAS30 P1 para ser operado em parceria com a força aérea portuguesa em missões de monitorização das linhas de alta tensão, com restrições de velocidades. O UAS30 P1 fez o seu primeiro voo em novembro de 2014 na base da OTA. A aeronave tem uma capacidade de 5 kg para payload e uma velocidade mínima de cruzeiro de 50 km/h. A plataforma conta já com mais de 100 horas de voo (operacionais).

Em agosto de 2015, deram início ao desenvolvimento do UAS30 P2. O P2 conta com uma otimização do peso estrutural bem como outras melhorias em termos de design, otimização do custo de produção, aumento da autonomia com inclusão de tanques nas asas, entre outros aperfeiçoamentos. Ainda na área dos UAV's, o CEIIA tem vindo a desenvolver o CEiiA-UAS05, uma plataforma em compósito, projetada para missões de vigilância, controlo fronteiriço, monitorização de gasodutos e oleodutos e de atividades agrícolas e florestais. A plataforma é de fácil transporte (asa dividida em 3 peças) e de tempo de montagem reduzido, com um MTOM de 5 kg, em que 2,4 kg é a capacidade de carga útil. Possui ainda uma autonomia a variar entre 2 a 3 horas de acordo com a carga útil.

O CEIIA, possui também projetos direcionados à investigação e monitorização do oceano, mais especificamente o AUV "Medusa", um projeto interno que está na fase final e que visa ser uma solução fiável e vantajosa para aplicações marítimas.

A empresa também tem grande interesse no sector espacial, tendo já iniciado alguns programas e projetos em parceria com universidades e outras entidades, a fim de impulsionar o sector e tornar a indústria espacial nacional numa referência internacional.

No ramo da mobilidade, um dos maiores projetos do CEIIA é a plataforma informática mobi.me, que permite interligar veículos e infraestruturas, integrando diferentes sistemas de informação e promovendo a sustentabilidade urbana, oferecendo uma resposta flexível para as necessidades dos utilizadores, operadores e autoridades municipais.

O CEIIA é ainda reconhecido por trabalhar em colaboração com uma vasta rede de universidades (abrindo estágios de verão e recebendo alunos em trabalhos de tese), instituições científicas e outros parceiros, de forma a estar sempre ao corrente do estado da arte das suas áreas de investigação, permitindo assim o desenvolvimento de tecnologias e conhecimento de ponta no seu centro de engenharia.

### 1.3 Objetivos do Estudo

Este trabalho tem como objetivo, o desenvolvimento de um conjunto de asas para a plataforma CEiiA-UAS05. Uma superfície sustentadora deverá ser desenvolvida para máxima autonomia e uma, segunda, para máximo alcance, com o intuito de tornar a plataforma CEiiA-UAS05 mais versátil. A plataforma foi desenvolvida de forma modular, permitindo assim adequar a superfície sustentadora à missão.

Tendo em conta que para variar a autonomia e o alcance de um veículo aéreo não tripulado, a solução passa por aumentar a capacidade de baterias/combustível, aumentar a eficiência do seu sistema propulsivo e/ou aumentar a eficiência aerodinâmica da aeronave, o presente trabalho foca-se no estudo do último aspeto com vista ao seu aperfeiçoamento, visto que a primeira solução apresentada implica necessariamente um aumento do peso final da aeronave e que o sistema propulsivo poderá ser estudado num trabalho posterior.

Um dos componentes que influencia o desempenho de uma aeronave é o desenho da sua asa, mais especificamente os seguintes parâmetros aerodinâmicos: eficiência aerodinâmica ( $C_L/C_D$ ) e ( $C_L^{3/2}/C_D$ ) [2]. A relação de proporcionalidade direta entre os pares, alcance- $(C_L/C_D)$  e autonomia- $(C_L^{3/2}/C_D)$ , pode ser comprovado nas Equações 3.10 e 3.9, respetivamente.

Utilizando as ferramentas à disposição, descritas no Capítulo 3, pretende-se, obter dois desenhos de asas, uma asa para maximizar o alcance e outra para maximizar a autonomia. De realçar que o alcance do veículo não tripulado é limitado pelo alcance do sistema de comunicações.

O objetivo inicial proposto pelo CEIIA, visa o desenvolvimento de duas superfícies sustentadoras distintas. No entanto, tendo em conta que, normalmente, os aviões não possuem asas distintas de acordo com o tipo de missão executada, um objetivo preliminar deste estudo é o de averiguar se compensa desenvolver asas distintas para operar numa condição de máxima autonomia ou de máximo alcance.

## 1.4 Requisitos

Para a realização do estudo, o CEIIA definiu os seguintes requisitos:

- I. Uma nova asa deve ser desenvolvida tendo em conta a fuselagem do CEiiA-UAS05 e a cauda original, cauda em V;
- II. A envergadura está limitada a 3 metros;
- III. As asas serão feitas em compósito utilizando a técnica de laminação manual;
- IV. O revestimento da asa será em sanduíche de espuma de PVC expandido (do tipo “Airex”) e cascas em compósito de fibra de carbono;
- V. A primeira asa deve ser desenvolvida para máxima autonomia;
- VI. Eventualmente, uma segunda asa deve ser desenvolvida para máximo alcance.

## 1.5 Caracterização do CEiiA-UAS05

Na Figura 1.2, encontram-se as vistas de frente, lado e em perspetiva da plataforma original CEiiA-UAS05.



Figura 1.2 Vistas da plataforma CEiiA-UAS05, [5].

O CEiiA-UAS05 é uma plataforma desenvolvida pelo CEiiA para missões de vigilância, controlo fronteiriço, agricultura, monitorização de oleodutos, gasodutos, entre outras missões. O veículo pode ser lançado à mão ou recorrendo a um sistema de catapulta, enquanto a aterragem é feita de barriga. As pás da hélice encontram-se protegidas na aterragem, devido à configuração empurra e ao cone de cauda numa posição inferior. Esta configuração tem a vantagem de permitir um escoamento menos perturbado sobre a asa, aumentando a sua eficiência, porém, a eficiência da hélice diminui pela obstrução da fuselagem e pela perturbação do escoamento que vem ao seu encontro. O CEiiA-UAS05 apresenta ainda uma configuração de asa alta, proporcionando maior estabilidade lateral, e

uma velocidade de perda menor (maior  $C_L$ ). A asa alta, permite ainda, um maior campo de visão à câmara, assim como mais espaço na fuselagem para a carga útil.

Relativamente à cauda, esta apresenta uma cauda do tipo V. Esta configuração de cauda é aerodinamicamente mais limpa, com menos arrasto parasita de interferência entre as superfícies estabilizadoras e com peso estrutural relativamente menor, quando comparado com as outras configurações de cauda.

A Tabela 1.1, dispõe as características de desempenho do CEiiA-UAS05, enquanto as tabelas, Tabela 1.2 e Tabela 1.3, apresentam as características geométricas da asa e das empenagens, respetivamente.

Tabela 1.1 Especificações de desempenho da asa do CEiiA-UAS05 original

Parâmetros de Performance			
MTOM [kg]	5	$C_{L_c}$	0,516
$V_{máx}$ [m/s]	22,22	$(C_L/C_D)_{max}$	35,8
$V_c$ [m/s]	16,66	$\alpha_c$ [°]	2
$V_{min}$ [m/s]	11,11	$C_m \alpha=0^\circ$	-0,013

Tabela 1.2 Características geométricas da asa original

Parâmetros Dimensionais da asa original			
b [m]	3	$\Gamma$ [°]	2
$\tilde{c}$ [m]	0,205	$\lambda$	0,4
AR	15,6	Torção_ponta [°]	-0,5
S [m <sup>2</sup> ]	0,577		

Tabela 1.3 Características Geométricas da cauda

Parâmetros Dimensionais da cauda			
$b_E$ [m]	0,72	$S_E$ [m <sup>2</sup> ]	0,09
$b_{EProj}$ [m]	0,59	$AR_E$	5,80
$\tilde{c}_E$ [m]	0,132	$\lambda_E$	0,13
$\bar{V}_E$	0,49	$\Gamma_E$ [°]	35

## 1.6 Estruturação do Documento

A dissertação encontra-se estruturada em 5 capítulos.

Capítulo 1- Apresenta o tema e a motivação do estudo, enquanto disponibiliza os objetivos e os requisitos do projeto. No mesmo capítulo, são ainda apresentados o CEiiA, entidade que desenvolveu o CEiiA-UAS05 e as suas principais características;

Capítulo 2 - Compreende a revisão bibliográfica, começando com uma apresentação dos fundamentos adjacentes ao presente estudo e uma descrição do estado da arte enquadrando o CEiiA-UAS05 no mercado onde compete;

Capítulo 3 - Descreve a metodologia selecionada e implementada para a resolução do problema, assim como a construção das funções-objetivo. No mesmo capítulo, é ainda efetuado a análise do problema e projeto conceptual, bem como a identificação das ferramentas disponíveis e necessárias para a realização do trabalho.

Capítulo 4 - Este capítulo, disponibiliza os resultados e respetiva análise de todo o processo de desenvolvimento do perfil e do novo plano sustentador para o CEiiA-UAS05. Apresenta ainda alguns resultados intermédios para uma melhor compreensão do processo e dos resultados alcançados. Os resultados para a seleção da hélice são também apresentados neste capítulo.

Capítulo 5 - Apresenta as principais conclusões do trabalho e trabalhos futuros;

## 2 Revisão Bibliográfica

Este capítulo reúne os resultados da pesquisa bibliográfica, com o objetivo de fazer o levantamento dos fundamentos teóricos e rever alguns estudos efetuados anteriormente por outros autores, relacionados com o presente problema. O capítulo compreende ainda o estado da arte em que se enquadra o CEiiA-UAS05 original.

### 2.1 Fundamentos Teóricos

A autonomia e o alcance dos UAV's elétricos têm sido dos maiores desafios dos últimos tempos na indústria. Aumentar o número de baterias a bordo implica aumentar o peso final da aeronave, o que resulta no aumento do custo e consumo energético da aeronave com melhoria tendencialmente nula no desempenho. Como referido nos objetivos (Secção 1.3), pretende-se melhorar a eficiência da aeronave, a partir do aperfeiçoamento das características aerodinâmicas da asa.

A eficiência aerodinâmica de uma asa ou a razão entre o coeficiente de sustentação e o coeficiente de arrasto, é um parâmetro de elevada importância uma vez que influencia diretamente a autonomia e o alcance do avião [2]. No processo de desenvolvimento de uma asa, existem vários parâmetros que interferem com a sua eficiência, como por exemplo o perfil alar, número de Reynolds, razão de aspeto, entre outros [6].

#### 2.1.1 Perfil Alar

O perfil alar é em muitos aspetos considerado o “coração” de uma aeronave, isto porque afeta a velocidade de cruzeiro, distância de aterragem e descolagem, velocidade de perda, “capacidade de espera” [6], entre outras características da aeronave.

A geometria do perfil alar é responsável pela obtenção de uma ótima distribuição de pressão no extradorso e no intradorso da asa, para que se consiga a sustentação requerida com o mínimo de arrasto e momento de arfagem [7]. A explicação de como se geram estas forças e o comportamento do escoamento ao redor do perfil/asa, podem ser consultadas nas referências [6], [8] e [9]. Um facto importante a ter em mente no processo de desenvolvimento aerodinâmico de uma asa, é o facto de o  $C_L$  de uma asa ser sempre menor que o  $C_l$  apresentado pelo perfil alar [9], como se verifica no gráfico da Figura 2.13.

A Figura 2.1, apresenta a geometria de um perfil alar e os seus parâmetros geométricos.

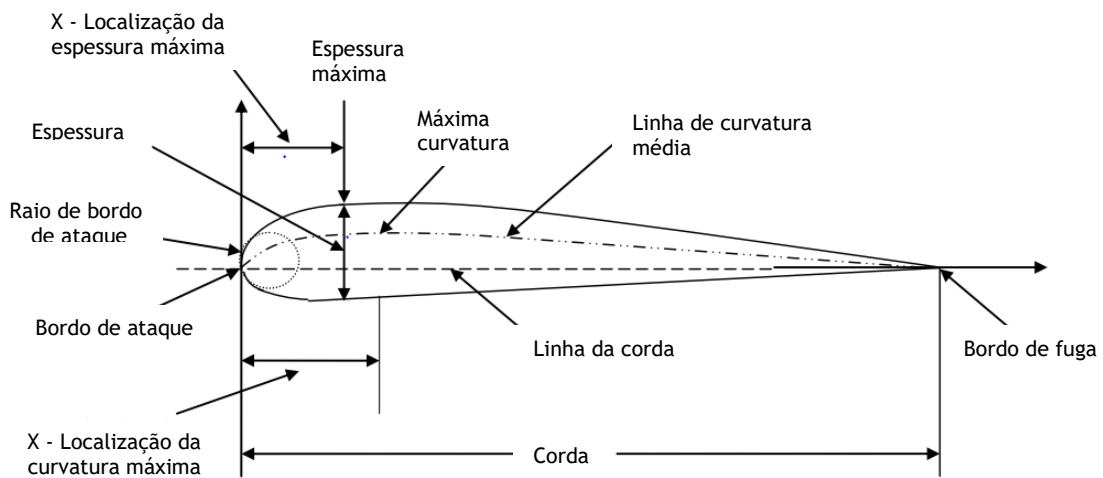


Figura 2.1 Parâmetros geométricos do perfil alar, (adaptada de [9]).

Tradicionalmente, desenhar um perfil do zero, era muito desafiante, devido aos custos dos testes de validação (túnel de vento). No entanto, devido ao avanço da ciência e tecnologia, foi possível desenvolver “softwares” e métodos fiáveis para projeto e análises de um perfil ou de um conjunto de perfis, com mais facilidade e menor custo.

Da análise dimensional, sabe-se que os três coeficientes característicos dum perfil alar são funções do ângulo de ataque,  $\alpha$ , do número de mach,  $M_\infty$ , e do número de Reynolds,  $Re$ .

$$c_l = f_1(\alpha, M_\infty, Re) \quad c_d = f_2(\alpha, M_\infty, Re) \quad c_m = f_3(\alpha, M_\infty, Re) \quad (2.1)$$

Um perfil normalmente é avaliado consoante o seu desempenho aerodinâmico e espessura relativa, pois esta última característica está intimamente relacionada com a capacidade de albergar a estrutura da asa. Os gráficos do coeficiente de sustentação, coeficiente de momento de arfagem a  $1/4$  da corda e da razão  $C_l/C_d$  em função do ângulo de ataque, juntamente com o gráfico de polar de arrasto, facultam as informações mais importantes para a avaliação do desempenho de um perfil alar [7].

A Figura 2.2, apresenta a função típica do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque. Este gráfico providencia informações úteis como: coeficiente de sustentação máximo, ângulo de ataque para o qual o coeficiente de sustentação é nulo, ângulo de ataque para máximo coeficiente de sustentação (ângulo de perda), comportamento do perfil na perda, entre outras informações.

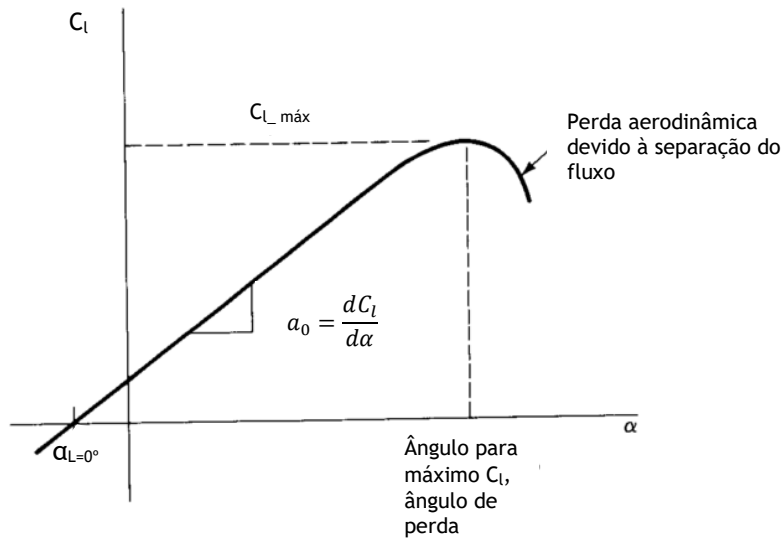


Figura 2.2 Curva típica de coeficiente de sustentação em função de  $\alpha$ , (adaptada de [10]).

Sabe-se que o coeficiente de sustentação máximo de um perfil depende da curvatura, espessura, raio de bordo de ataque e do número de Reynolds [11]. Alguns estudos foram feitos no sentido de melhorar o desempenho dos perfis a baixos Reynolds [12], [13], [14] e [15], em que se alcançaram através de diferentes métodos, perfis alares para baixo Reynolds capazes de atingir  $C_{l\text{ máx}}$  comparáveis com perfis alares destinados a aviões de maior escala como os tripulados. Um perfil alar com o  $C_{l\text{ máx}}$  melhorado, permite, mantendo a mesma área alar: aumentar a carga útil, reduzir a velocidade de perda, e encurtar as distâncias de descolagem e aterragem [12], permitindo ainda aumentar o coeficiente de sustentação correspondente à condição de voo de cruzeiro. Tipicamente, aumentar o coeficiente de sustentação de cruzeiro implica aumentar a eficiência aerodinâmica do avião nessa condição de voo.

Outro aspeto importante a ter em atenção no gráfico da Figura 2.2, é o comportamento na sequência da entrada em perda por parte do perfil. É desejável uma perda menos acentuada e menos abrupta, possibilitando uma recuperação mais fácil. A entrada em perda é afetada pela geometria da asa, mas um perfil com uma entrada em perda benigna ajuda a que a perda da asa seja menos abrupta.

No gráfico b) da Figura 2.9, tem-se a representação gráfica da polar de arrasto. Através do mesmo, é possível obter o valor do coeficiente de arrasto mínimo e do respetivo coeficiente de sustentação. É, ainda, possível identificar a eficiência aerodinâmica máxima do perfil que corresponde ao ponto de intersecção da tangente à polar que passa pelo ponto da origem dos eixos.

O gráfico da Figura 2.3, representa a eficiência aerodinâmica de um perfil em função do ângulo de ataque. Quanto maior a razão  $(C_l/C_d)$ , menor será a tração requerida para um voo nivelado a uma velocidade constante [16].

Com base na literatura [10], um avião a hélice atinge o máximo alcance quando voa a velocidade tal que  $(C_l/C_D)$  seja máximo.

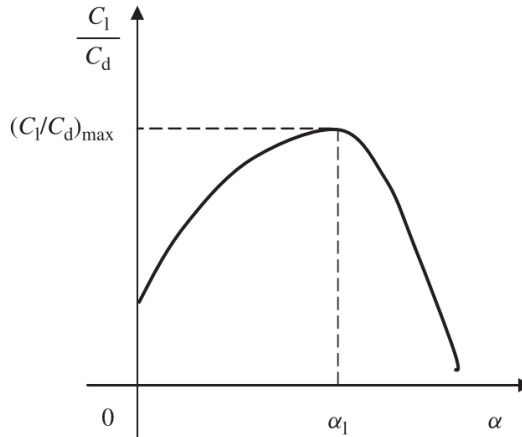


Figura 2.3 Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, [7].

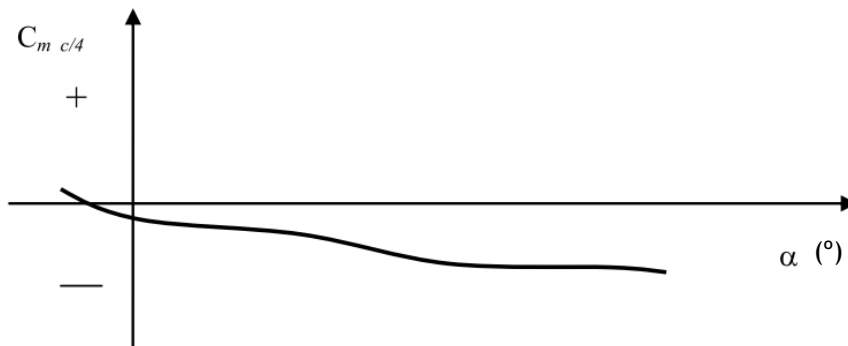


Figura 2.4 Coeficiente de momento de arfagem,  $C_{m_{1/4}}$  em função de  $\alpha$ , [7].

O coeficiente de momento de arfagem a um quarto da corda ( $C_m$  normalmente é definido a  $1/4$  para escoamento subsônico) em função do ângulo de ataque está representado no gráfico da Figura 2.4. Quanto mais afastado o  $C_m$  estiver do zero, maior será a área do estabilizador necessária para contrariar o momento resultante da asa.

O processo de desenvolvimento do perfil alar centra-se em maximizar a razão entre o coeficiente de sustentação e de arrasto, porém, o processo envolve mais tarefas, como por exemplo: o perfil apresentar um coeficiente de arrasto razoavelmente baixo em diferentes

pontos de operação [2]; manter uma espessura relativa suficientemente elevada para possibilitar a inclusão de uma estrutura leve no interior da asa entre outros objetivos. De seguida é analisado o efeito da curvatura e da espessura relativa no coeficiente de sustentação e de arrasto do perfil.

- **Efeito da Curvatura e da Espessura Relativa**

A distribuição da curvatura e da espessura relativa do perfil ao longo da corda é o que define o desenho de um perfil, tendo consequência direta nas forças de sustentação e arrasto, logo na eficiência aerodinâmica. A adição de curvatura tende a aumentar o  $C_{l\,máx}$  e o  $C_{l\,\alpha=0^\circ}$  do perfil. O último parâmetro é 0 para os perfis simétricos [10]. A Figura 2.5, apresenta uma comparação entre o perfil simétrico NACA 0012 e o perfil com curvatura NACA 4412. Como se constata, o perfil com curvatura atinge um coeficiente de sustentação máximo maior, assim como um maior coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo. Contudo, tem uma perda abrupta da sustentação após o ângulo de ataque de 15 °.

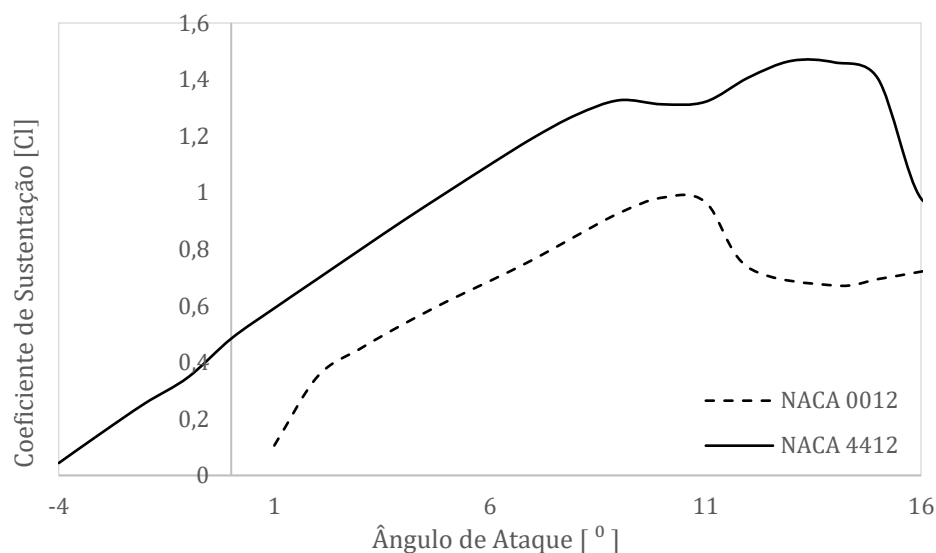


Figura 2.5 Comparação da curva do  $C_l$  entre um perfil simétrico e um perfil com curvatura: NACA 0012 vs NACA 4412,  $Re = 1 \times 10^5$  (XFOIL).

Para um perfil com curvatura, existe um ângulo negativo para o qual o coeficiente de sustentação é zero, denominado de ângulo de sustentação nula. Este ângulo, tipicamente negativo, é aproximadamente igual, em graus, à percentagem de curvatura do perfil [6], [17]. A forma da linha média (de curvatura) e, com menor importância a distribuição de espessura ao longo da corda, determinam o coeficiente de sustentação e de momento de arfagem do perfil [10].

Como mostra a Figura 2.6, a localização da flecha máxima (ou valor máximo de curvatura) em relação à corda dita algumas características do perfil. Um perfil com curvatura

situada perto do bordo de ataque ( $< 50\%$  da corda), tem tendência a ter um ângulo de perda maior, o que permite alcançar, por sua vez, maiores valores de coeficiente de sustentação em relação a um perfil simétrico. Por outro lado, um perfil com a curvatura mais próxima do bordo de fuga ( $> 50\%$  da corda), apresenta maiores valores de coeficiente de sustentação para o mesmo ângulo de ataque, logo: maior  $C_{l_{max}}$  e maior  $C_{l_{\alpha=0^\circ}}$ , quando comparado com um perfil simétrico ou com curvatura próxima do bordo de ataque. A referência [8], apresenta um exemplo em que é possível ver as melhorias nas curvas de polar de arrasto de um perfil com curvatura, relativamente a um perfil simétrico.

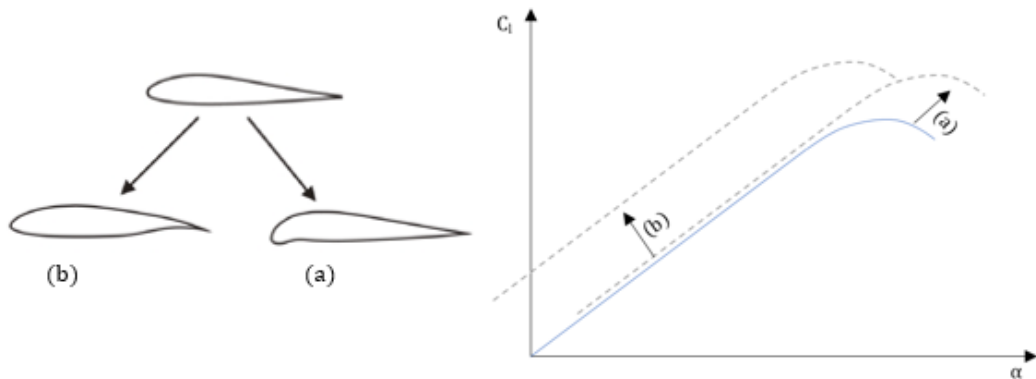


Figura 2.6 Variação da localização da curvatura e os seus efeitos na curva de sustentação do perfil ( adaptada de [10]).

Relativamente à espessura relativa de um perfil, esta tem influência direta no coeficiente de arrasto, coeficiente de sustentação, características de perda e peso estrutural [6].

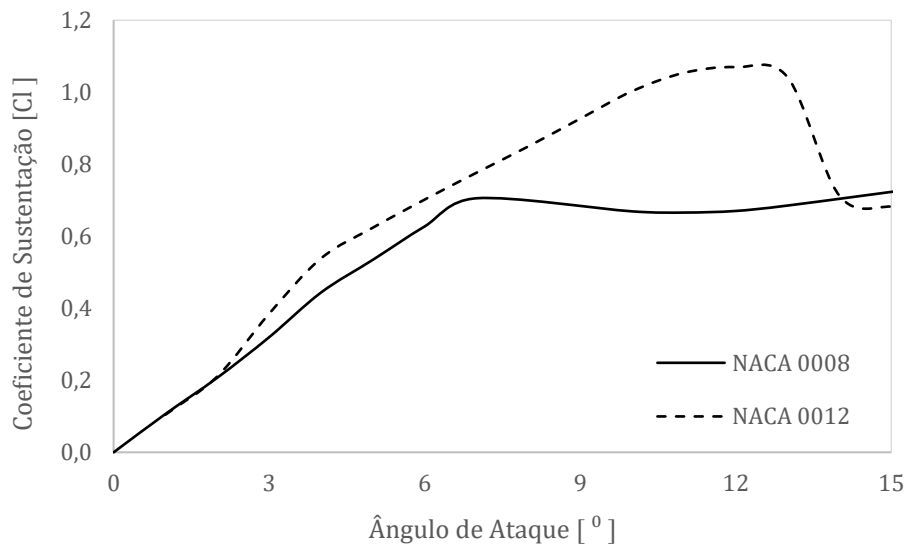


Figura 2.7 Efeito da espessura relativa  $C_t$ ;  $Re = 2 \times 10^5$  (XFOIL).

Como se vê no gráfico da Figura 2.7, o perfil mais espesso (NACA 0012) apresenta maiores valores de coeficiente de sustentação do que o perfil menos espesso (NACA 0008) e maior ângulo de perda. No entanto, o mesmo apresenta uma perda de sustentação abrupta quando comparado com o perfil de menor espessura.

Comparando os mesmos perfis agora em relação à polar de arrasto (gráfico da Figura 2.8), vê-se que o perfil de maior espessura, apresenta melhor comportamento alcançando maiores valores de coeficientes de sustentação para valores semelhantes de coeficiente de arrasto. Por conseguinte, o perfil alar NACA 0012 é mais eficiente que o perfil NACA 0008 para valores de coeficientes de sustentação superiores a 0,2 para o número de Reynolds considerado ( $2 \times 10^5$ ). No entanto, a bibliografia [13], disponibiliza um exemplo de uma otimização, em que ao reduzir a espessura inicial de 13,7 % para 9 % juntamente com a combinação de outros conceitos (adição de curvatura), conseguiu-se reduzir o coeficiente de arrasto inicial de 0,0113 para 0,01055. A espessura relativa afeta o arrasto parasita do perfil, no entanto, a variação do arrasto parasita com a espessura da asa (perfil) a velocidades subsônicas é pequena [18].

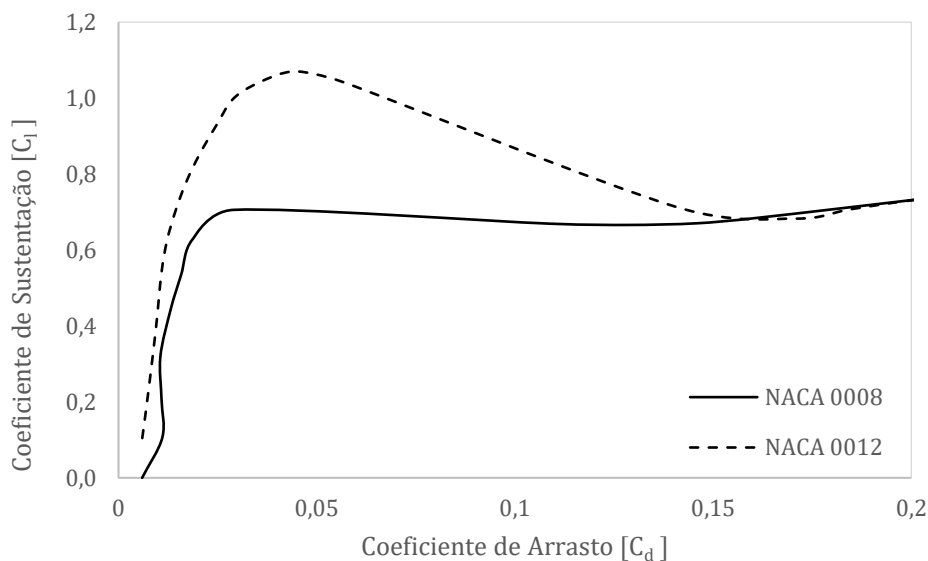


Figura 2.8 Efeito da espessura relativa na polar de arrasto:  $Re = 2 \times 10^5$  (XFOIL).

A espessura afeta também o peso da asa, com uma relação inversamente proporcional. Adotam-se  $t/c$  elevados para AR elevados e enflechamento baixo, e  $t/c$  reduzidos para alongamentos reduzidos e enflechamento elevados [6]. Segundo a referência [19], o peso da asa é proporcional a  $(t/c)^{-0,3}$ , em que,  $\frac{t}{c}$  é a espessura relativa do perfil alar.

Um perfil com espessura relativa pequena, requer uma seleção mais criteriosa dos materiais para a construção da longarina principal. Em contrapartida, a escolha de um perfil

mais espesso, para além de permitir contruir uma longarina mais leve, garante ainda espaço extra no interior da asa que pode ser utilizado para combustível, baterias, etc.

- **Influência do número de Reynolds**

O número de Reynolds, é o parâmetro adimensional que expressa a razão entre as forças inerciais e viscosas [10]. Os gráficos da Figura 2.9, apresentam o efeito do número de Reynolds nas curvas gerais do coeficiente de sustentação, gráfico a) e da polar de arrasto, gráfico b). Segundo a Equação 2.1, sabe-se que os coeficientes  $C_l$ ,  $C_d$  e  $C_m$  dependem do número de Reynolds, ângulo de ataque e do número de Mach. O CEiiA-UAS05, requer um perfil com um bom funcionamento a baixo Reynolds,  $60.000 < Re < 500.000$ , ao operar numa baixa gama de velocidades de operação e devido a uma corda média de apenas 0,2 m têm-se as bolhas devido à separação da camada limite laminar e consequentemente a transição e recolamento ao perfil a aumentar o coeficiente de arrasto [20].

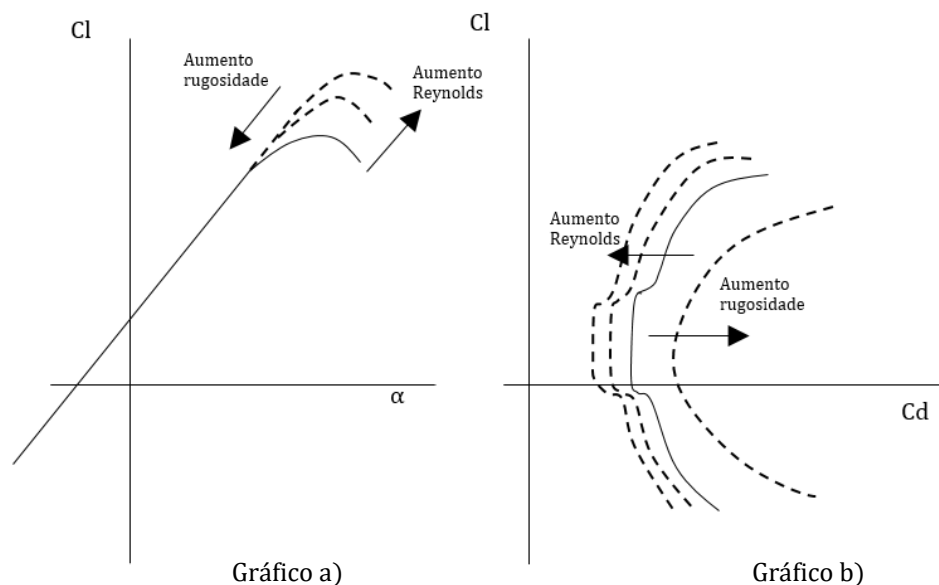


Figura 2.9 Variação do coeficiente de sustentação e da polar de arrasto com o número de Reynolds (adaptada de [7]).

Como se verifica no gráfico b) da Figura 2.9, o aumento do número de Reynolds aprimora as características aerodinâmicas do perfil. O incremento do número de Reynolds traduz-se num incremento do coeficiente de sustentação e da eficiência aerodinâmica. Este efeito pode ser observado a partir dos gráficos da Figura 2.10 e Figura 2.11. O gráfico da Figura 2.10, comprova que ao aumentar o número de Reynolds, o coeficiente de sustentação melhora consideravelmente, obtendo-se valores maiores para um dado ângulo de ataque. O perfil alar utilizado é o NACA 66 (3)-018, com as curvas a serem obtidos a número de Reynolds de 40.000 e 400.000 respetivamente. O gráfico da polar de arrasto, Figura 2.11, de John McArthur [21], onde constam um conjunto de resultados do perfil alar Eppler 387 recolhidos

de outras fontes, mostra a influência do número de Reynolds nas curvas de polar de arrasto. Comprova-se que ao aumentar o número de Reynolds a eficiência aerodinâmica do perfil tende a aumentar para qualquer ângulo de ataque. Consta-se igualmente que o coeficiente de arrasto mínimo diminui consideravelmente com o aumento do número de Reynolds. Verifica-se também no gráfico da Figura 2.11, que a gama de coeficiente de sustentação não varia muito com a variação do número de Reynolds desde que este último se mantenha acima dum valor limite apelidado de número de Reynolds crítico do perfil alar. Claramente, segundo a Figura 2.10, 40.000 é um número de Reynolds subcrítico para o perfil NACA 66018. Ainda na Figura 2.11 encontram-se representados os resultados de simulações em XFOIL para o perfil E387. O XFOIL é uma ferramenta de projeto e análise de perfis alares baseada numa formulação invíscida por método dos painéis e acoplamento a um modelo de camada limite [22] É notória a capacidade desta ferramenta para a previsão do desempenho de perfis alares mesmo em baixos números de Reynolds [23], tornando-a adequada para o desenvolvimento e validação de novos perfis alares.

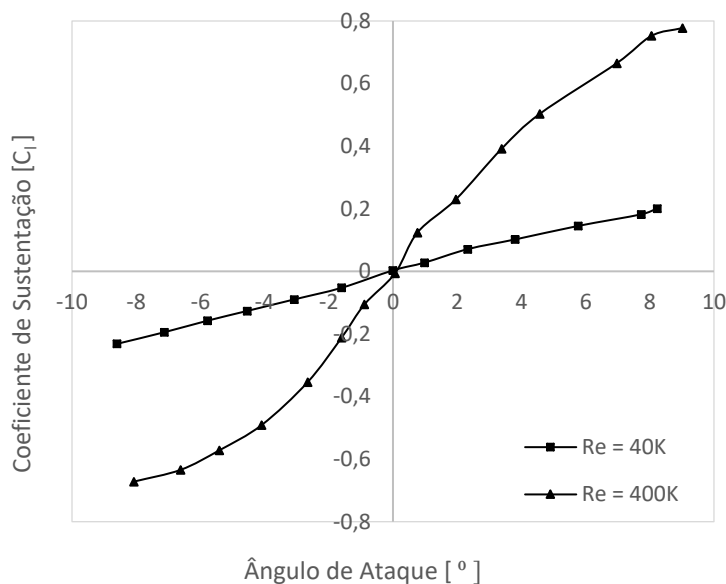


Figura 2.10 Curvas de coeficiente de sustentação: NACA 66018 (adaptada de [21]).

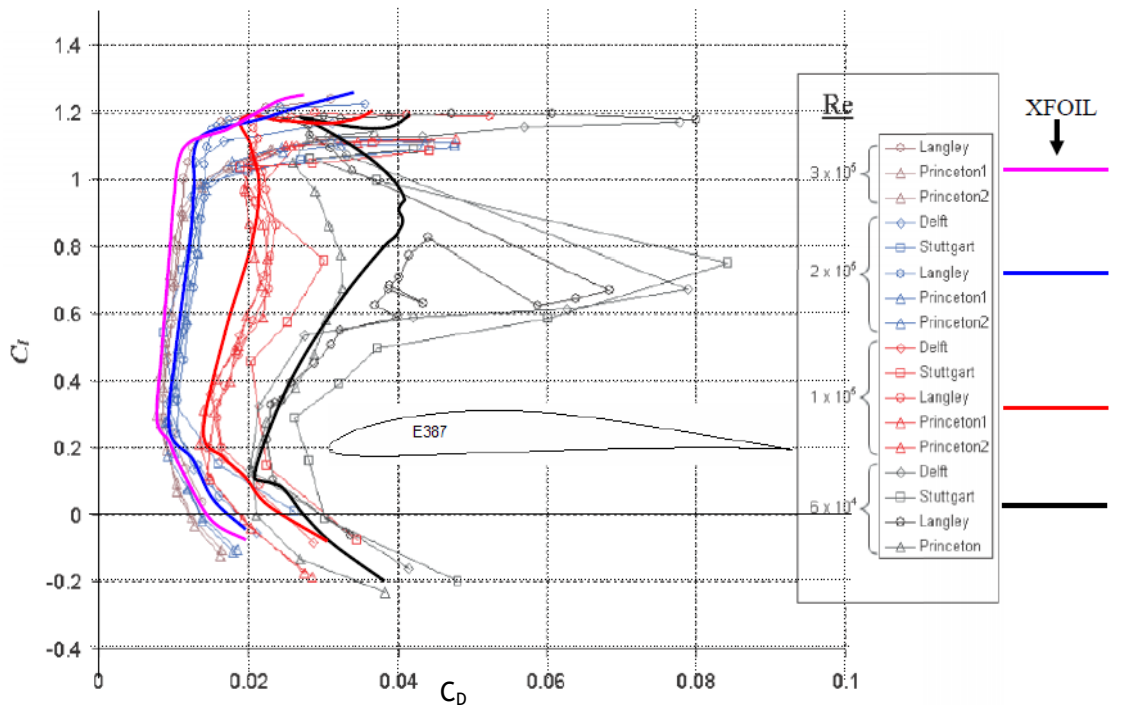


Figura 2.11 Polares de Arrasto experimentais e numéricas, [24]: Eppler 387,  $6 \times 10^4 < Re < 3 \times 10^5$

### 2.1.2 Geometria da Asa

A geometria da asa é definida ao longo da sua envergadura: através do perfil alar; da incidência do perfil alar, da medida da corda, do ângulo de diedro e do ângulo de enflechamento com referência a uma linha de percentagem de corda constante (normalmente  $c/4$ ). Ao ter uma superfície aerodinâmica com envergadura finita, surge o fenómeno de vórtices de ponta de asa, o que induz mais arrasto à asa, diminuindo a sua eficiência. Este arrasto extra é reduzido através da combinação de alguns conceitos, como a boa distribuição de corda, torção, afilamento, “*winglets*”, entre outros.

A distribuição elíptica da sustentação permite minimizar o arrasto induzido para as superfícies sustentadoras planares. A sustentação numa dada posição ao longo da envergadura é proporcional ao produto da corda pelo coeficiente de sustentação. O gráfico da Figura 2.12, apresenta uma distribuição de corda elíptica e uma distribuição de corda alternativa. A vantagem apresentada pela distribuição alternativa, é que esta, ao ter maior corda na ponta da asa, terá um menor coeficiente de sustentação local no caso de não existir torção aerodinâmica nem geométrica, atrasando a entrada em perda por parte da mesma na região da ponta da asa. É essencial ter a ponta da asa (incluindo os *ailerons*), como a última secção da asa a entrar em perda, a fim de poder manter o controlo lateral da aeronave.

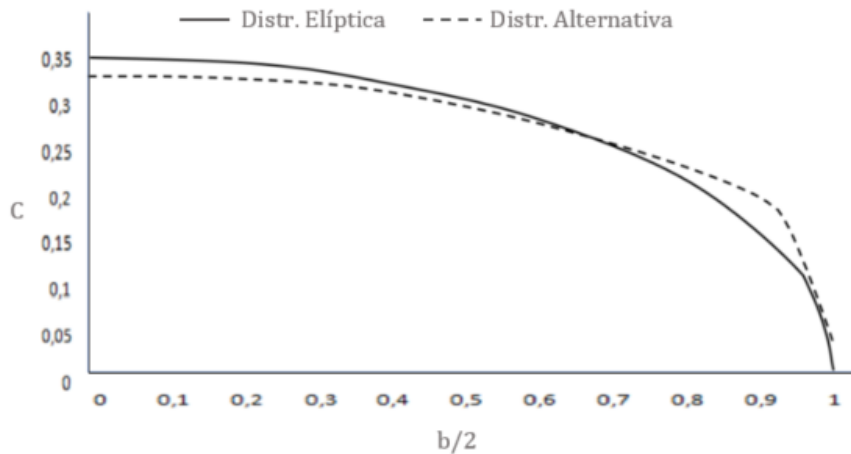


Figura 2.12 Distribuição de  $C_l \times c$  ao longo da envergadura de uma asa elíptica e de uma asa com geometria alternativa, [25].

- **Razão de Aspeto e Envergadura**

A razão de aspeto obtém-se a partir da Equação 2.2. O coeficiente de sustentação da asa não depende da área da asa  $S$ , contudo, depende da característica de  $AR$  [7]. A razão de aspeto não afeta somente a aerodinâmica da aeronave, mas também a estabilidade, o controlo, o peso, o custo de produção, etc. Do ponto de vista aerodinâmico, o aumento de  $AR$  implica uma aproximação das características da asa às do perfil alar, isto é, quando  $AR$  aumenta, o coeficiente de sustentação máxima da asa também aumenta, aproximando-se do valor apresentado pelo perfil [7], gráfico da Figura 2.13. Isto deve-se, à redução da influência do vórtice de ponta de asa. As aeronaves de baixas velocidades tendem a ter  $AR$  alto [9].

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (2.2)$$

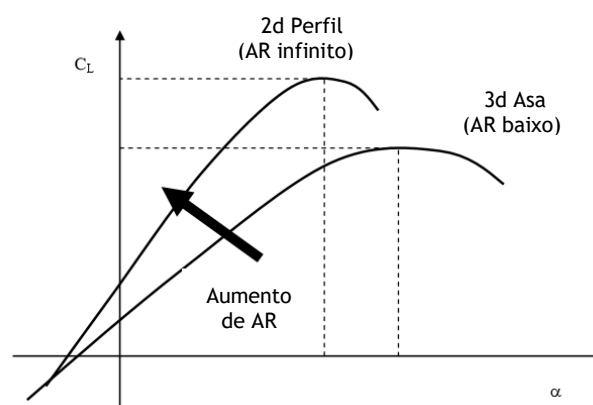


Figura 2.13 Efeito de  $AR$  na curva coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, (adaptada de [7]).

Analicamente, a influência do AR na eficiência da aeronave pode ser comprovada a partir da Equação 2.3, [7], para uma polar parabólica simétrica ( $C_D = C_{D0} + KC_L^2$ ).

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \frac{1}{2\sqrt{\frac{1}{\pi e AR} C_{D0}}} \quad (2.3)$$

- Em que  $e$ , representa o fator de Oswald.

De outro modo, através da Equação 2.4, percebe-se que o coeficiente de arrasto induzido é inversamente proporcional à razão de aspeto, logo o aumento da razão de aspeto favorece a redução do coeficiente de arrasto induzido.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (2.4)$$

A partir das Equações 2.2 e 2.4, verifica-se também, de forma indireta, que o coeficiente de arrasto induzido é função da envergadura. O gráfico da Figura 2.14 mostra graficamente o efeito da envergadura no arrasto induzido.

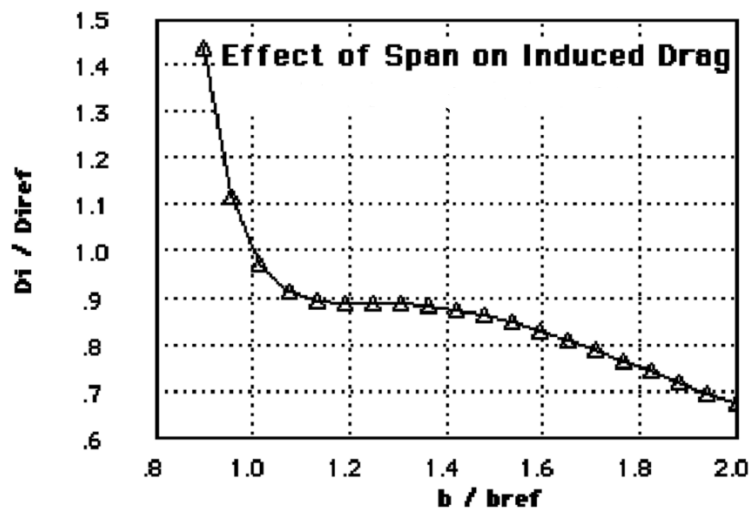


Figura 2.14 Influência da envergadura no arrasto induzido, [2].

A envergadura e, por conseguinte, a razão de aspeto influenciam o peso final da asa. Uma asa com uma alta razão de aspeto (grande envergadura) tende a ser mais pesada, pois a asa tem de ser resistente o suficiente para suportar o momento de flexão. Segundo a bibliografia [7], o momento de flexão é proporcional à envergadura como mostra Equação 2.5.

$$M_{flexão} = \frac{W_w b}{2} \quad (2.5)$$

- **Torção**

A torção da asa é das decisões mais controversas que existe no desempenho de uma asa. Esta deve ser escolhida de forma a não aumentar de forma excessiva o arrasto (a torção, “Washout” tende a ajudar a não entrar em perda na ponta da asa e a aumentar o arrasto induzido em  $C_{L_{máx}}$  ), [2]. Pode-se ter uma asa com torção geométrica, em que o ângulo de incidência do perfil varia ao longo da envergadura, ou asas com torção aerodinâmica, em que se utilizam diferentes perfis ao longo de envergadura de forma a atingir uma determinada distribuição de sustentação. Em termos de aplicação, assume-se que a utilização de torção geométrica é a mais fácil de construir e aplicar [7]. A asa do CEiiA-UAS05 original utiliza os dois tipos de torção.

A torção normalmente utiliza-se perante os seguintes objetivos:

- Atrasar a entrada em perda da ponta da asa;
- Modificação e aproximação da distribuição de sustentação à distribuição elíptica;

Diminuindo o ângulo de incidência da ponta da asa, atrasa-se a entrada em perda da ponta da asa em relação à raiz, mantendo os *ailerons* funcionais, o que permite manter o controlo lateral sobre a aeronave [7].

Esta técnica utiliza-se muito nas asas com afilamento. O facto da ponta da asa ter uma corda menor, implica um número de Reynolds menor e um coeficiente de sustentação local aumentado devido ao ângulo de ataque induzido caso não exista torção geométrica. Com a diminuição do número de Reynolds, a ponta da asa fica sujeita a uma deterioração do desempenho do perfil, incluindo a diminuição do  $C_{L_{máx}}$  e do ângulo de ataque de perda[26]. Esta situação revela-se indesejável para o caso em estudo.

- **Enflechamento**

O ângulo de enflechamento representa-se por “ $\Lambda$ ”. Este se for positivo, diz-se simplesmente asa enflechada, caso contrário, denomina-se de asa com enflechamento negativo ou para a frente. Pode ter-se enflechamento no bordo de fuga e no bordo de ataque [7].

O principal objetivo de uma asa enflechada é reduzir o “arrasto de onda” em regimes transónicos e supersónicos [9]. Entretanto, este também tem outras funções para além da mencionada:

- Ajustar o a posição do ponto neutro do avião e do CG;
- Melhorar a estabilidade estática lateral e direcional;

Este conceito tem efeito nas características aerodinâmicas da asa. O ângulo de enflechamento tende a modificar a distribuição de sustentação, como se pode ver na Figura 2.15.

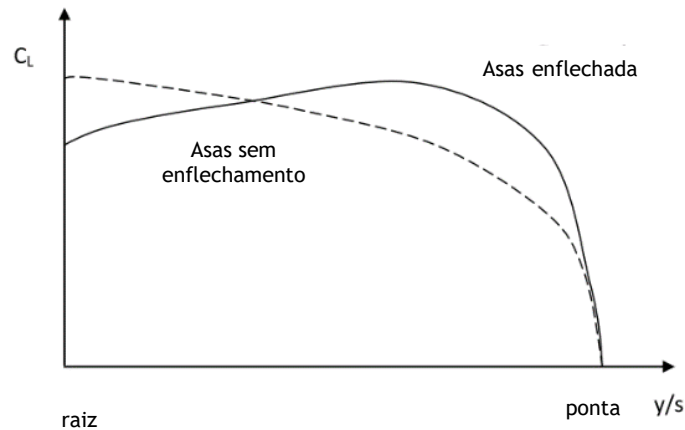


Figura 2.15 Efeito do enflechamento na distribuição do coeficiente de sustentação, (adaptada de [7]).

Não se recomenda o uso de enflechamento em aviões de baixas velocidades, visto que a melhoria alcançada não é suficiente para suplantar todas as desvantagens que dela advêm. Por exemplo, usando 5° de enflechamento, consegue-se reduzir o arrasto da aeronave em 2%, no entanto tem-se um aumento de custo em cerca de 15 % além de adicionar complexidade à fabricação da mesma [7].

### Afilamento

Diz-se que uma asa é afilada quando esta apresenta uma variação da corda ao longo da envergadura. O Afilamento expressa-se em função da razão entre a corda da raiz e a corda da ponta, como se verifica na equação 2.6:

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad 0 < \lambda < 1 \quad (2.6)$$

- Em que  $C_t$ , representa a corda da ponta da asa e  $C_r$  a corda na raiz.

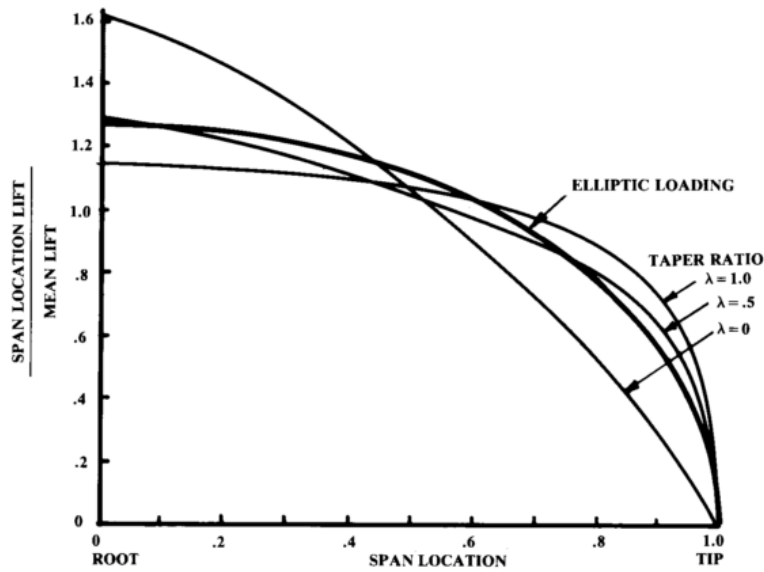


Figura 2.16 Efeito do afilamento no coeficiente de sustentação, [6].

Como se verifica na Figura 2.16, o aumento do afilamento, isto é quando o  $\frac{C_{\xi}}{C_r}$  tende para 0, a força de sustentação na secção da ponta da asa diminui, enquanto a sustentação na raiz aumenta. Este conceito serve também para ajudar a aproximar a distribuição da sustentação de uma asa à distribuição elíptica.

- **Diedro**

O ângulo de diedro,  $\Gamma$ , é definido como o ângulo entre a asa e o plano horizontal. Este pode ser negativo, positivo ou nulo, representando um grande contributo na estabilização latero do veículo. Quando as asas não operam no plano horizontal, são consideradas asas não planares, no entanto, asas com diedros moderados não se classificam como asas não planares, visto que, estes pode ser facilmente aproximado às superfícies planares [2].

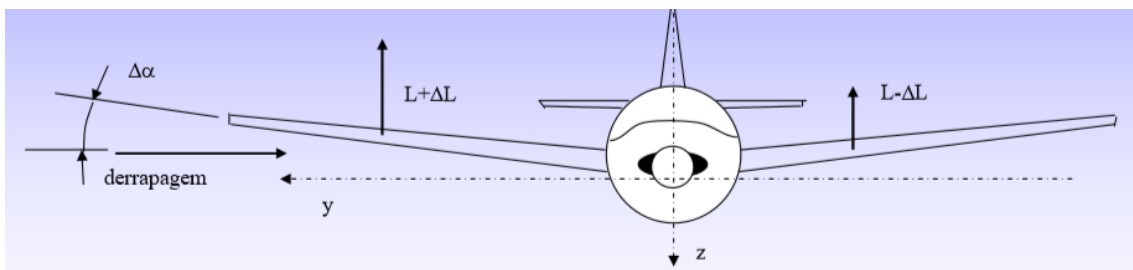


Figura 2.17 Representação do efeito de diedro, [27].

A Figura 2.17 representa o efeito de diedro. Este conceito favorece a estabilidade lateral face ao movimento de rolamento. O ângulo de diedro,  $\Gamma$ , pode provocar efeitos

estabilizadores alterando o ângulo de ataque  $\alpha$ , resultante, quando ocorre o movimento de guinada [28]. Devido à combinação de vários conceitos, convém ter em atenção que a combinação do diedro com enflechamento faz com que o efeito de diedro possa ser excessivo e que o excesso do mesmo pode conduzir ao movimento “Duch Roll”, (recomenda-se 2, 3 graus de diedro equivalente) [28] .

Uma das combinações que pode ser de interesse para o presente projeto, está representado na Figura 2.18, em que se constata que é possível ter uma aeronave estável, combinando o efeito de diedro com o coeficiente de volume da empenagem vertical. Esta combinação pode permitir a seleção de um ângulo de diedro menor para a aeronave de acordo com o coeficiente de volume da empenagem vertical.

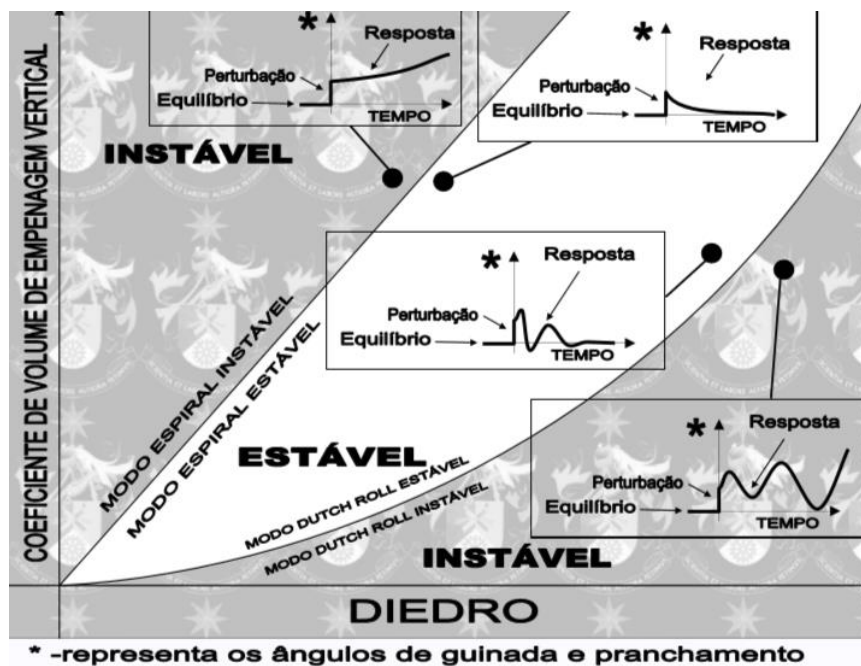


Figura 2.18 Combinação do efeito de diedro com o coeficiente de volume da empenagem vertical, (adaptada de [29]).

### 2.1.3 Desempenho

Aumentar o alcance e a autonomia, tem sido dos principais objetivos no desenvolvimento de veículos aéreos não tripulados. Para um veículo com hélices, sugere a bibliografia [10], que o alcance é igual a:

$$R = \frac{\eta C_L}{c C_D} \ln \frac{W_0}{W_1} \quad (2.7)$$

Em que:  $\eta$  é a eficiência propulsiva da hélice,  $c$  o consumo específico de combustível,  $\frac{C_L}{C_D}$  a razão de planeio do avião,  $W_0$  o peso máximo à descolagem e  $W_1$  o peso da aeronave sem combustível.

Da Equação 2.7, conclui-se que o alcance é proporcional à eficiência aerodinâmica da aeronave. Deste modo, uma das opções para aumentar o alcance de uma aeronave passa por aumentar a sua eficiência aerodinâmica,  $\frac{C_L}{C_D}$ . Segundo a mesma referência, [10], a autonomia por seu lado, é igual a (Equação 2.8):

$$E = \frac{\eta C_L^{\frac{3}{2}}}{c C_D} (2\rho_\infty S)^{\frac{1}{2}} (W_1^{-\frac{1}{2}} - W_0^{-\frac{1}{2}}) \quad (2.8)$$

Onde é possível verificar que a autonomia é proporcional a  $\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}$ . Na Equação 2.8,  $\eta$  representa a eficiência propulsiva da hélice,  $c$  o consumo específico de combustível,  $s$  a área da asa,  $\rho_\infty$  a densidade,  $W_0$  o peso máximo à descolagem e  $W_1$  o peso da aeronave sem combustível.

Tendo em conta as considerações feitas neste subcapítulo, asas com melhores  $\frac{C_L}{C_D}$  e  $\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}$ , tendem a proporcionar maior alcance e maior autonomia.

#### 2.1.4 Tecnologia de Fabrico

A seleção da técnica de fabrico, é uma escolha importante a ter em conta no processo de desenvolvimento de uma asa, assim como o material usado na construção da mesma, devido à influência direta no seu peso e custo. Para o presente projeto em particular, como definido no requisito III (Secção 1.4), “as asas serão feitas em compósito utilizando a técnica de laminação manual sobre moldes.

A laminação manual é das técnicas mais simples e antigas utilizadas para produção de componentes em compósitos. Esta técnica consiste na combinação de reforços com resina líquida, a fim de obter um compósito com características satisfatórias de forma rápida e a baixo custo. O processo encontra-se representado na Figura 2.19.

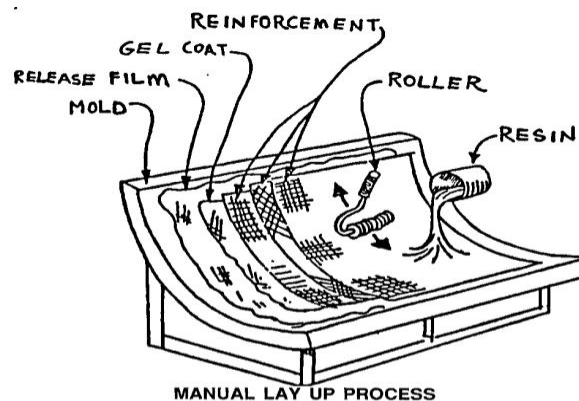


Figura 2.19 Representação do processo de laminação manual, [30].

No processo de laminação manual a resina é impregnada à mão no material de reforço, utilizando uma trincha ou rolo, a fim de obter uma melhor combinação entre a fibra e a resina. São adicionadas mais camadas de material de reforço e resina até que a espessura desejada seja alcançada.

O produto alcançado após o processo acima mencionado, isto é, o revestimento da asa, será uma combinação de fibras com a resina e outros materiais consoante o acabamento desejado para a superfície. Os materiais utilizados para a produção de compósitos dividem-se em dois grupos: reforço (fibra) e a matriz (a resina). Os reforços selecionados para o presente projeto são: fibra de carbono e fibra de vidro e como matriz, optou-se por utilizar a resina líquida. A representação da sandwich, assim como, a sequência dos materiais selecionados, encontra-se representada na Figura 2.20.

O revestimento em sanduíche de fibra de carbono com núcleo de PVC (“Airex”), é um compósito de baixa densidade, que permite ter um material com a resistência necessária e ao mesmo tempo um peso modesto.

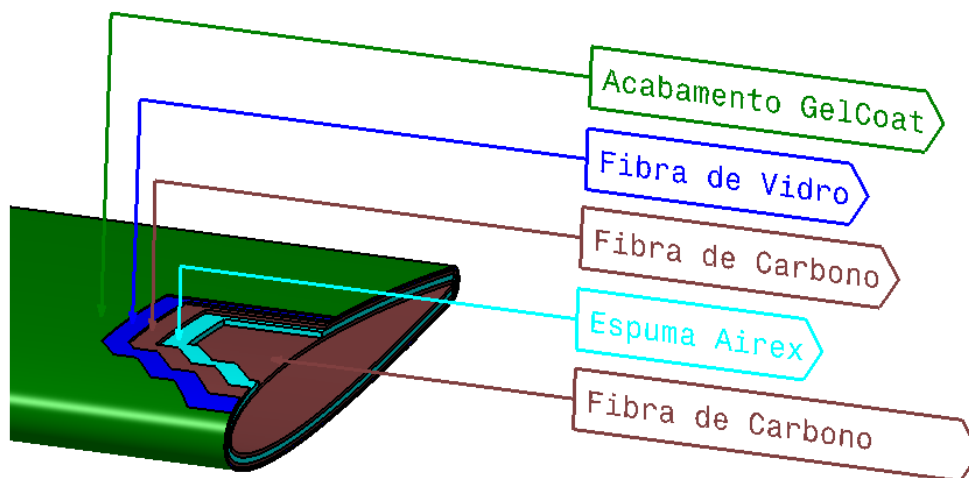


Figura 2.20 Representação do revestimento da asa.

Para produções de baixa escala, são inúmeras as vantagens apresentadas pela laminação manual. Os moldes para esta técnica são muitas vezes fabricados em MDF (material barato). Relativamente ao processo de cura, este depende da seleção do sistema de resina. Este processo utiliza resina líquida, o que permite então, que o processo da cura possa ser a temperatura ambiente e não é obrigatório o uso do processo de ensacamento a vácuo (recomenda-se para peças de qualidade superior). Para aeromodelismo e UAV's com peso máximo à descolagem inferior a 25 kg, a autoridade reguladora, não requer o certificado das

características dos materiais, o que favorece ainda mais o uso da técnica de laminação manual.

A opção por laminação manual em moldes, normalmente faz-se tendo em conta a complexidade da peça e o acabamento desejado. Este processo permite ainda construir asas com bordos de fuga finos, constrangimento muitas vezes enfrentado no processo de seleção de perfis.

## 2.2 Estado da Arte

Esta secção disponibiliza um estudo do mercado, a fim de enquadrar o CEiiA-UAS05 e identificar o ponto de projeto.

Tendo em conta a referência [31], o CEiiA-UAS05 classifica-se como um UAV de nível 1, com 22,22 m/s de velocidade máxima, MTOM de 5 kg e desenvolvido para operar abaixo da altitude de 914 m.

Tendo em consideração os requisitos, a classificação do CEiiA-UAV05 e os objetivos do estudo, fez-se uma pesquisa focada em veículos aéreos não tripulados semelhantes, isto é, com o MTOM a variar entre 2,5 kg a 8,5 kg e envergadura inferior a 3 m, com o intuito de identificar alguns parâmetros relevantes que interferem no desempenho das mesmas.

O CEiiA-UAS05 (versão original) também foi considerado para este estudo. A partir dos dados da pesquisa construiu-se a tabela comparativa, Tabela 2.1. A última linha da tabela apresenta o valor médio de cada parâmetro, a fim de poder identificar o ponto de projeto e tirar referências para futuras decisões relativamente à definição da configuração para a(s) nova(s) asa(s). A maioria dos UAV's presentes na Tabela 2.1, tem aplicação militar, operando abaixo dos 1.000 m de altitude. O peso máximo à descolagem tem uma média de 4,5 kg, enquanto a capacidade de carga útil ronda 1,4 kg e a envergadura os 2,1 m. A velocidade de cruzeiro média é de aproximadamente 16 m/s, enquanto a velocidade máxima média é de aproximadamente 25 m/s. Relativamente à razão de aspeto (AR), a média está à volta de 9,5. No entanto como se vê na Tabela 2.1, houve dificuldades em encontrar dados relativamente a este parâmetro. O mesmo se passa com a carga alar (média igual a 8,4 kg/m<sup>2</sup>). As aeronaves têm uma autonomia média de 93 minutos e um alcance médio de aproximadamente 14 km.

A descolagem é maioritariamente feita por lançamento manual ou recorrendo a um sistema de catapulta, com a aterragem a ser feita de “barriga” ou recorrendo ao uso de redes, pára-quedas, entre outros sistemas. Em termos de configuração, constatou-se a tendência em usar a configuração de asa alta, assim como a cauda convencional e do tipo V. Os veículos selecionados para este estudo são todos veículos elétricos. Relativamente às

superfícies de controlo, utilizam *flaps*, *aileron*s e *flaperons*. A maioria dos veículos são produzidos em material compósito.

Tabela 2.1 Tabela Comparativa

Modelo	MTOM	$m_{pay}$	b	$V_{m\acute{a}x}$	$V_c$	AR	$\frac{M}{S}$	E	R	$\lambda$	$\Gamma$
	kg	kg	m	$\frac{m}{s}$	$\frac{m}{s}$		$\frac{kg}{m^2}$	min	km		
Bayraktar B	4,5	1	2	30,6	12,5	8	9	60	15	A.D	N.I
Skylark 1	5,5	x	2,4	20,6	15,2	7,3	6,9	120	10	A.D	D.S
Cabure II	3,5	x	1,7	25	16,7	7,7	9,3	70	10	A.D	D.S
Puma AE	6,3	x	2,8	23,1	13	x	x	180	20	A.D	D.S
Aladin +	4	0,8	1,5	25	12,5	x	x	60	15	A.D	D.D
Casper 250	5,7	1,3	1,8	22,2	19,4	x	x	120	10	A.D	D.D
falcon UAV	4,5	0,9	2,2	23,1	13,9	x	x	90	10	N.I	N.I
Carcará II	4,5	1	2,1	x	15	x	x	120	15	A.D	D.S
Pride	4,5	1	1,6	27,8	22,2	x	x	45	15	A.S	D.S
AR4 Light Ray5	5	1,5	1,8	22,2	15,8	x	x	120	20	A.D	D.D
Explorer	3,5	2,4	2,2	x	x	x	x	60	x	N.I	N.I
Skyblade III	5	x	2,6	18	x	x	x	60	8	N.I	D.S
RemoEye-002	3,4	0,17	1,8	22,2	13,9	x	x	60	10	A.D	D.S
RemoEye-006	6,5	0,8	2,7	19,4	13,9	x	x	120	15	N.I	D.S
Spy Owl 200	6,5	3,5	2	40	19,8	x	x	120	30	N.I	D.S
Aeromapper EV2	4,5	x	2	33,3	18	x	x	60	x	A.D	N.I
Skimmer MK-II	3,5	x	2,4	26,4	x	x	x	90	10	N.I	D.S
CEiiA-UAS05	5	2,4	3	22,2	16,7	15	x	120	x	A.D	D.S
Média	4,5	1,4	2,1	25	16	9,5	8,4	93	14		

A partir da Tabela 2.1, fez-se uma análise gráfica dos parâmetros envergadura, velocidade de cruzeiro e autonomia, em função da massa máxima à descolagem. Através das linhas de tendências representadas (traço interrompido), nos gráficos da Figura 2.21, Figura 2.22 e Figura 2.23, percebe-se que quando a massa máxima à descolagem aumenta, a envergadura e a autonomia também tendem a aumentar, o que não acontece com a velocidade de cruzeiro, esta por sua vez, tem uma variação quase contante (declive quase nulo) com o aumento da massa máxima à descolagem.

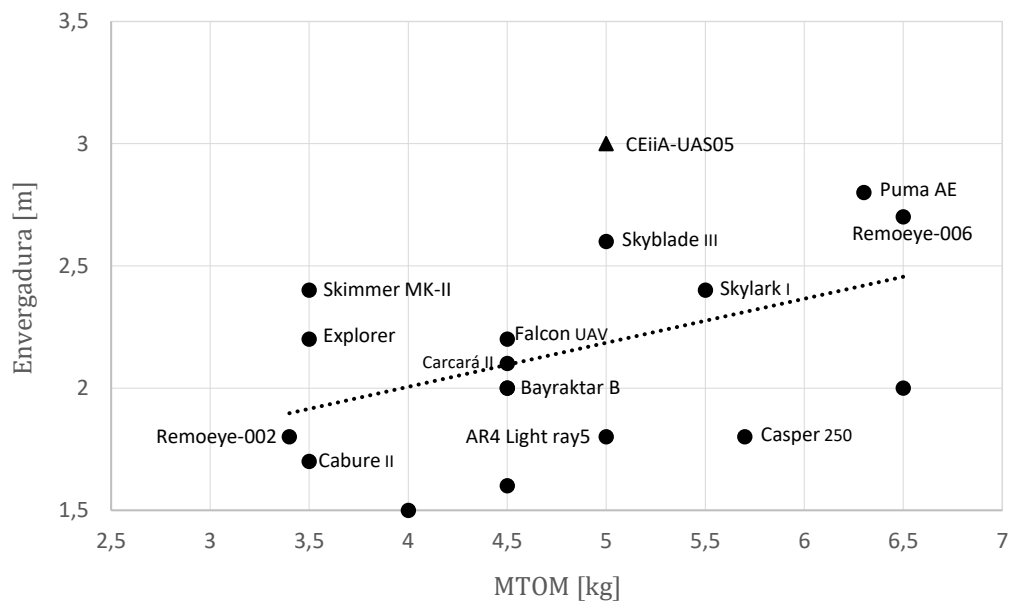


Figura 2.21 Análise gráfica resultante da Tabela 2.1:  $b$  em função de  $MTOM$ .

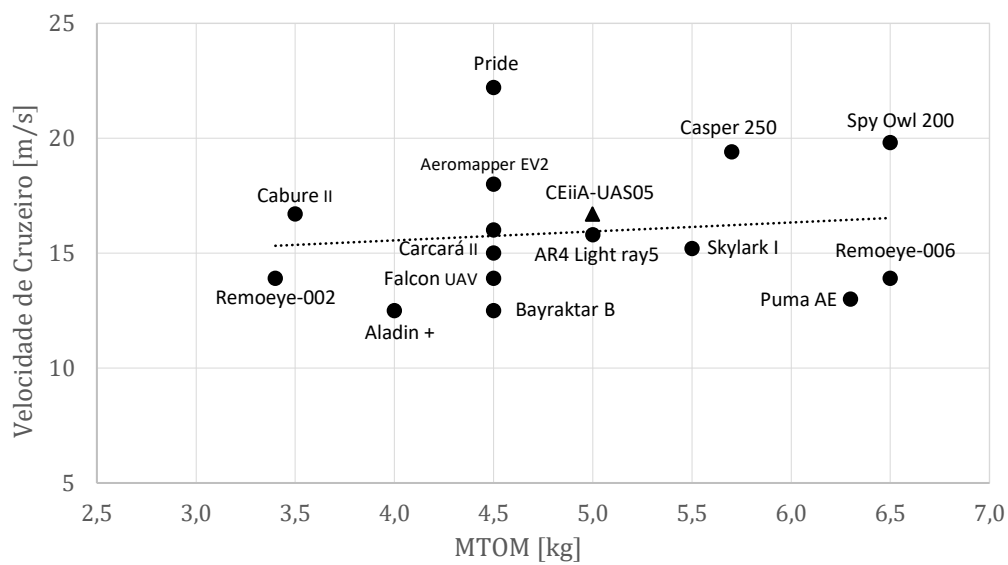


Figura 2.22 Análise gráfica resultante da Tabela 2.1:  $V_c$  em função de  $MTOM$ .

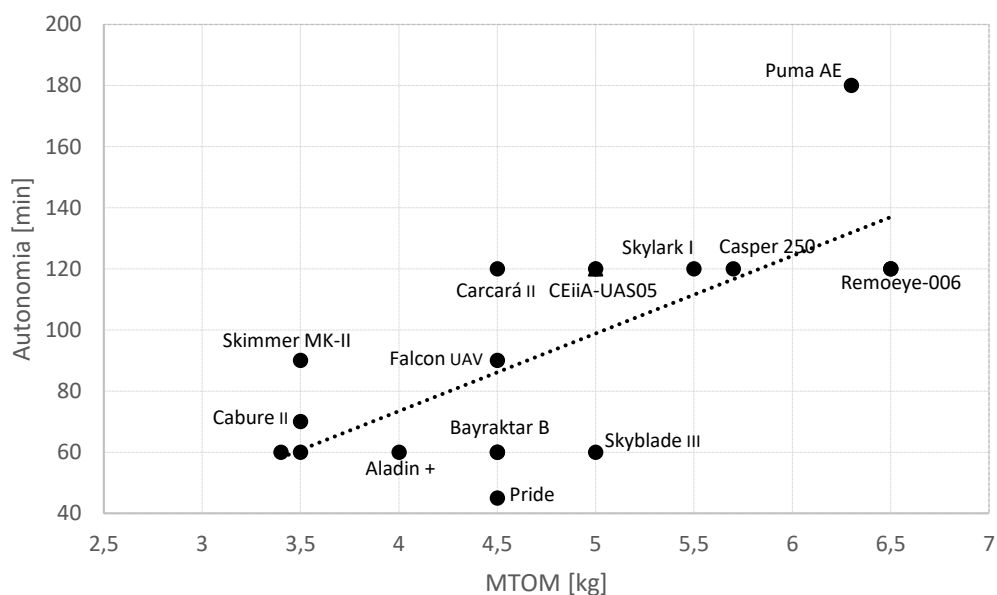


Figura 2.23 Análise gráfica resultante da Tabela 2.1:  $E$  em função de  $MTOM$ .

A partir dos gráficos comparativos foi possível ter uma noção das opções disponíveis no mercado e enquadrar o CEiiA-UAS05 perante a concorrência. O primeiro gráfico, Figura 2.21, comprova que entre os UAV's selecionados, o CEiiA-UAS05 é o que tem a maior envergadura, justificando o facto de ter uma boa capacidade de carga útil e uma boa autonomia.

No segundo gráfico, Figura 2.22, constata-se que a plataforma CEiiA-UAS05 apresenta uma velocidade próxima da média ponderada e da linha de tendência. É vantajoso ter uma velocidade de cruzeiro baixa, devido a que uma baixa velocidade de cruzeiro permite obter informações (vídeos fotos), com melhor qualidade e resolução. Por outro lado, em caso de operação em vento contra, o alcance fica consideravelmente reduzido.

Através do gráfico da Figura 2.23, pode comprovar-se que a plataforma CEiiA-UAS05 apresenta uma boa autonomia face aos outros UAV's, contudo esta será alvo de estudo como definido nos requisitos.

### 3 Metodologia

Este capítulo contém uma descrição da metodologia selecionada para o presente estudo, assim como a formulação implementada em folha de cálculo (MS Excel) e o projeto conceptual da estrutura das novas asas do CEiiA-UAS05; materiais e técnicas de fabrico.

A Figura 3.1, apresenta o fluxograma da metodologia adotada no projeto.

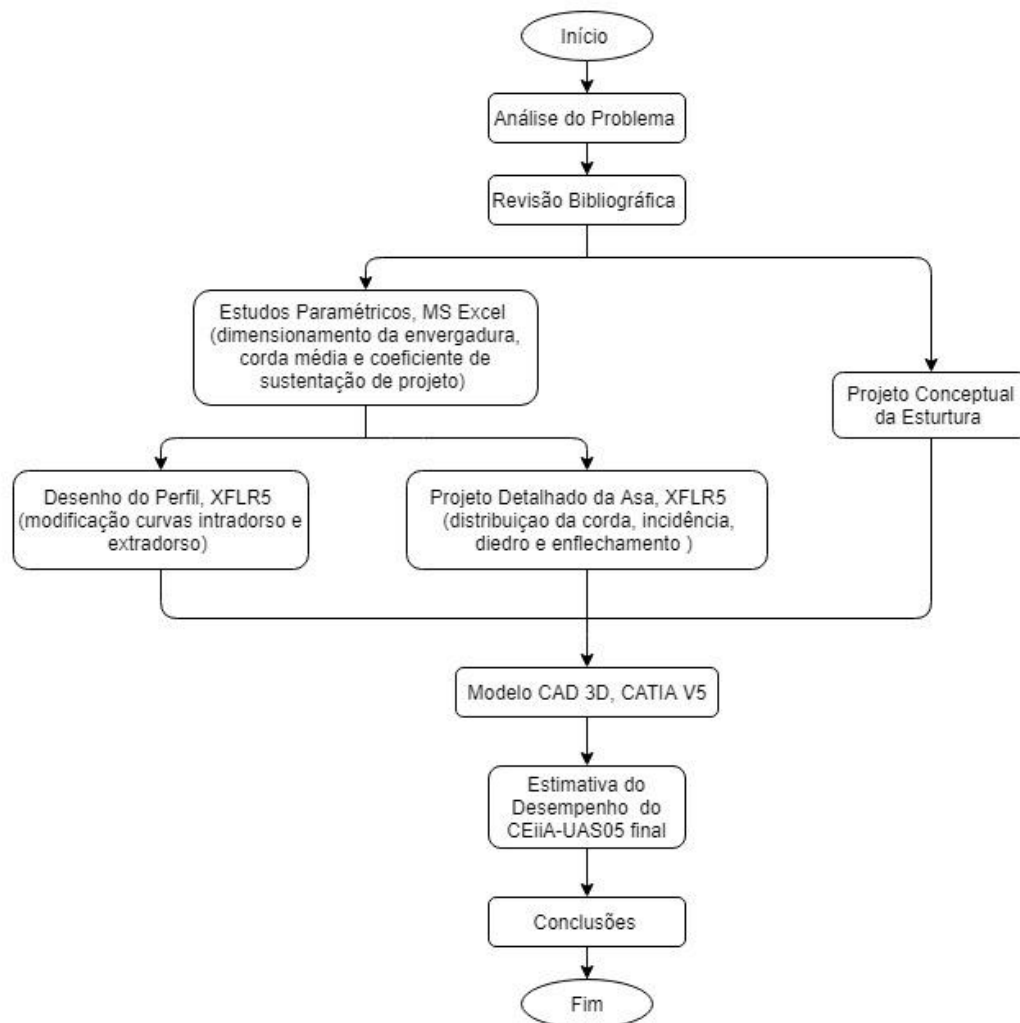


Figura 3.1 Fluxograma adotada para o presente trabalho de dissertação.

A estratégia selecionada para o projeto compreende as seguintes etapas:

- Identificação dos requisitos das novas asas para o CEiiA-UAS05 e objetivos do presente trabalho;
- Análise do problema para definir a estratégia de resolução;
- Investigação através de uma revisão bibliográfica com o objetivo de rever os fundamentos teóricos envolvidos, assim como os estudos realizados anteriormente relativamente a este tipo de problemas, de forma a dar suporte a este trabalho. O capítulo engloba ainda, um estudo de mercado (estudo comparativo), que ajudou no enquadramento do CEiiA-UAS05 original no mercado e na identificação dos pontos de projeto;
- Estudos paramétricos através da implementação da formulação em folha de cálculo (MS Excel). A ferramenta Excel é utilizada de forma a interligar as diferentes fórmulas e modelos descritos na Secção 3.3, com o XFLR5 para estudo detalhado e melhorias do desempenho aerodinâmico das novas asas e o “propelector” para a seleção da hélice e previsão básica do desempenho do sistema propulsivo. Os objetivos do estudo paramétrico são: identificação do coeficiente de sustentação para os diferentes pontos de projeto, seleção da envergadura e seleção da corda média aerodinâmica apropriada à nova asa do CEiiA-UAS05. A seleção dos parâmetros é feita através da maximização das funções-objetivo  $F_1$  e  $F_2$ . A primeira intimamente relacionada com o valor do alcance e a segunda com a autonomia;
- Paralelamente faz-se o projeto conceptual da estrutura, selecionando a configuração geométrica em planta, superfícies de controlo, entre outras decisões relativamente à facilidade de transporte.
- Concluído o projeto conceptual e selecionado o perfil inicial para o novo plano sustentador, inicia-se o processo de melhoria do mesmo, aplicando o método sugerido na referência [20]. O objetivo ao modificar as curvas de transição, passa por selecionar a melhor distribuição de curvatura e espessura para alcançar o desempenho desejado. O XFLR5 é o software utilizado para a modificação das curvas de transição e obtenção dos dados para as análises da aerodinâmica das asas;
- Tendo o perfil desenhado e tendo em consideração o valor da envergadura e da corda média obtidos a partir do estudo paramétrico, faz-se o estudo detalhado da asa a fim de ajustar a distribuição de sustentação (seleção da distribuição de corda, diedro, afilamento, torção e enflechamento) da asa, através do XFLR5.
- Finalizadas as análises da aerodinâmica das asas, utiliza-se o CATIA V5 para representação 3D das novas asas.
- Conclusões do estudo e definição de trabalhos futuros;

### 3.1 Identificação das Ferramentas Utilizadas

As ferramentas utilizadas no presente trabalho, para além do MS Excel, são:

- **XFOIL/XFLR5**

O XFLR5, é uma ferramenta que permite o design e análise de perfis alares como interface gráfica para a formulação utilizada pelo XFOIL [32]. Este programa permite também o estudo da aerodinâmica de planos sustentadores de envergadura finita. É um software que proporciona resultados considerados fiáveis, acoplando as formulações do escoamento viscoso e não viscoso [28], disponibilizando dados aerodinâmicos para análise de forma rápida. Alguns estudos foram feitos no sentido da validação da ferramenta como por exemplo [33].

- **CATIA V5**

O CATIA V5 é o software utilizado para o desenho das novas asas. O software foi desenvolvido pela Dassault Systemes há mais de 40 anos atrás, [34]. Esta ferramenta é utilizada para obter as vistas da plataforma e o modelo 3D.

- **PropSelector**

“PropSelector” de Brian R. Gyles, é o software utilizado para a seleção da hélice. Este é capaz de calcular a tração disponível de hélices com 2, 3 e 4 pás a partir do passo e diâmetro da hélice, velocidade do vento relativo, altitude e a velocidade de rotação do motor. Obtêm-se para além da tração disponível, a potência no eixo, potência disponível e a eficiência da hélice. Na Figura 3.2, encontra-se representado a interface do software propselector. De referir que o mesmo não se baseia propriamente na geometria da pá, mas sim nas duas informações, passo e diâmetro da mesma assumindo-se que os resultados são viáveis se o desenho da pá estiver executado corretamente. O propselector baseia-se nas relações identificadas a partir dos dados de hélices NACA descritas por Lesley, E.P., na ficha técnica nº 698 da “National Advisory Committee for Aeronautics” [32].

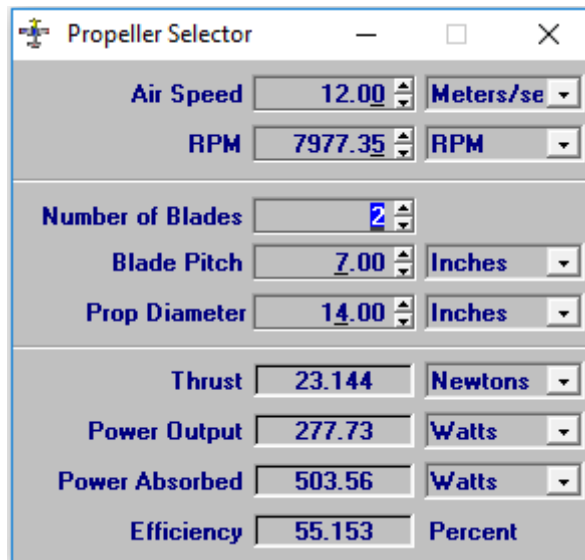


Figura 3.2 Software proselector

## 3.2 Análise do Problema

### 3.2.1 Asas do CEiiA-UAS05



Figura 3.3 Vista de cima da asa original do CEiiA-UAS05, [5].

A Figura 3.3, apresenta a vista de cima da asa original do CEiiA-UAS05. Como se constata, foi selecionada uma distribuição de corda semelhante à distribuição elíptica. Optou-se pelo uso de “*flaperons*”, apesar de estas não estarem representadas na Figura 3.3. Constata-se também, que a ponta da asa sujeita-se facilmente à entrada em perda devido à pequena corda (corda pequena implica Reynolds menor, logo menor desempenho aerodinâmico). Relativamente à torção, esta apresenta torção aerodinâmica e pequena torção geométrica. A asa tem enflechamento progressivo da linha de  $\frac{1}{4}$  da corda.

Os perfis utilizados no plano sustentador original do CEiiA-UAS05, as suas características aerodinâmicas e geométricas, encontram-se identificadas no Anexo A (Tabela A.0.1).

### 3.2.2 Projeto Conceptual

As configurações das superfícies sustentadoras predominantes nos aviões apresentados no estudo comparativo (ver Seção 2.2), assemelham-se à configuração representada Figura 3.4 Configurações do género foram sugeridas por Ming [28], Pestana [25], e Van Dam [35].

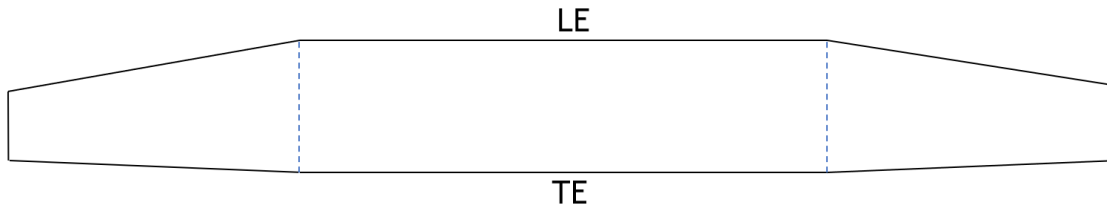


Figura 3.4 Configuração predominante do estudo comparativo (Secção 2.2).

No que concerne às superfícies de comando, pretende-se fazer um estudo do desempenho do perfil com *flaps*, a fim de verificar se compensa a integração dos mesmos e prever a efetividade dos *ailerons*. Caso se opte pela integração dos *flaps* ou *flaperons*, a sua união à asa será feita no intradorso, utilizando dobradiças.

As asas serão fabricadas recorrendo à técnica de laminação manual com o uso de moldes. No Anexo D, encontram-se fotos do processo de fabrico do revestimento das asas do UAS30 P2, em que se utilizou o mesmo processo que virá a ser utilizado para as novas asas do CEiiA-UAS05.

Tendo em conta que a facilidade de transporte é uma vantagem, optou-se por dividir o plano sustentador em 3 partes, dois painéis exteriores e um painel central, em detrimento da divisão em dois painéis (um para cada asa). A divisão do plano sustentador em dois painéis, implica a utilização de uma ligação entre as longarinas de cada asa mais resistente para a fixação das mesmas na fuselagem, por outras palavras, mais peso. Relativamente à união dos painéis exteriores ao painel central, serão utilizados encaixes (tubos de carbono e fibra de vidro). A divisão em 3 painéis foi selecionada de modo a permitir maior facilidade de transporte, sem interferir muito no peso final da aeronave.

A estrutura interior da asa, será constituído pela longarina e pelas nervuras. Em relação à longarina, esta será integrada nos painéis. Esta será em compósito (fibra de carbono) e uma secção retangular. Relativamente às nervuras, estas serão fabricadas, utilizando também a técnica de laminação manual, agora com a laminação a ser feita num plano a fim de obter uma placa e depois proceder ao processo de corte, utilizando o jato de água. A placa para as nervuras será uma sandwich de fibra de carbono e espuma de PVC expandido (Airex). Assumiu-se 1 camada de reforço (fibra) para as faces das sanduíches da casca de intradorso e extradorso da secção típica da asa, (Figura 3.5), visto que isto ainda não foi completamente definido (advirá dos cálculos e ensaios estruturais).

Em seguida é apresentado a Tabela 3.1 com o resumo dos materiais selecionados para a construção das asas.

Tabela 3.1 Materiais selecionados para a construção das asas.

Componente	Materiais
Revestimento	Airex, fibra de vidro, fibra de carbono
Nervuras	Airex, fibra de carbono
Longarina	Fibra de carbono
	GelCoat, Kevlar, Desmoldante, Flox, Epoxy

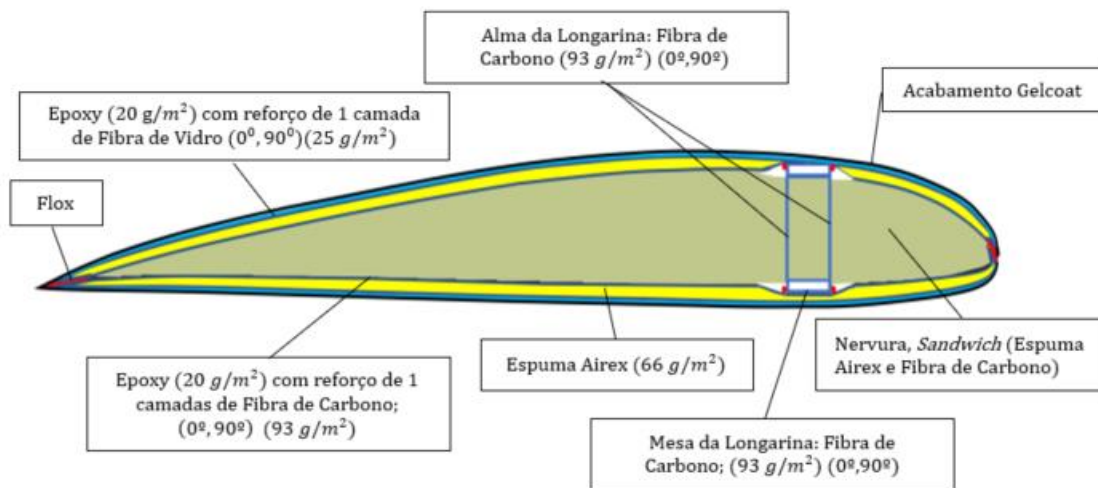


Figura 3.5 Configuração estrutural da seção típica da asa

## Formulação

- **Variáveis de projeto**

Antes de apresentar a formulação implementada em folha de cálculo, definem-se as funções-objetivo  $F_1$  e  $F_2$ . A seleção do coeficiente de sustentação de projeto, corda média aerodinâmica e envergadura ótima, é feita em função da maximização das duas funções-objetivo. Estas têm como inspiração a função CAFE.

CAFE do inglês “Comparative Aircraft Flight Efficiency”, é um método proposto pela “CAFE Foundation” [36], que visa comparar aeronaves sob o aspeto de desempenho, valorizando os parâmetros de interesse. A referência [37], sugere a função “ $CAFE_{Triaviathon}$ ”, Equação 3.1, para avaliar o desempenho de aeronaves, valorizando os seguintes parâmetros: velocidade máxima, razão de subida e velocidade de perda.

$$CAFE_{Triaviathon} = \frac{2811062[V_{m\acute{a}x} RS]^2}{[4100625 + V_S^4] \times 10^9} \quad (3.1)$$

Na Equação 3.1, constata-se que se deu maior importância à velocidade de perda (expoente 4) relativamente aos outros parâmetros. No que diz respeito às constantes, estas constam na função de forma a parametrizar a mesma.

A referência [38], exemplifica outra função “CAFE”, Equação 3.2, para avaliar o desempenho, agora em função da velocidade máxima, velocidade mínima, autonomia e carga útil. Esta equação foi desenvolvida para uma aeronave de corrida, em que a velocidade era o requisito de maior importância. Como se vê na Equação 3.2, o parâmetro  $V_{m\acute{a}x}$  tem um peso maior (expoente 2) de modo a destacar importância da mesma. A carga útil e a autonomia também eram parâmetros de interesse, por isso a inclusão das mesmas na função.

$$CAFE = \frac{V_{m\acute{a}x}^2}{V_{min}} E W_{pay} \quad (3.2)$$

Sendo assim, de acordo com os objetivos desta dissertação e a revisão bibliográfica, definiram-se as duas novas funções  $F_1$  e  $F_2$  para avaliar o desempenho das novas asas para o CEiiA-UAS05, valorizando os seguintes parâmetros:  $C_L/C_D$ ,  $C_L^{3/2}/C_D$ , velocidade de cruzeiro, velocidade mínima, razão entre a potência disponível e requerida, e a capacidade de carga útil.

$$F_1 = 0,1 \left( \frac{V_{cr}}{V_{min}} m_{pay} \frac{P_{dis} C_L}{P_{req} C_D} \right) \quad (3.3)$$

$$F_2 = 0,1 \left( \frac{V_{cr}}{V_{min}} m_{pay} \frac{P_{dis} C_L^{3/2}}{P_{req} C_D} \right) \quad (3.4)$$

A envergadura e a corda média aerodinâmica do novo plano sustentador consideradas ótimas para se conseguir o máximo desempenho em termos de alcance ( $C_L/C_D$ ), é selecionado segundo a maximização da função  $F_1$ , Equação 3.3.

Introduz-se a razão de velocidades na função  $F_1$ , visto que esta indica a aeronave com a melhor gama de velocidades, valorizando a baixa velocidade de perda e a velocidade de cruzeiro em voo nivelado para fazer face a condições de vento desfavorável. Sabendo que a capacidade de carga útil é de interesse do projeto, e que esta varia com a envergadura e a corda média, optou-se por introduzir a variável ( $m_{pay}$ ). A razão entre a potência disponível e a potência requerida também é um parâmetro do interesse do projeto pois a reserva de potência permite subir mais rápido e escapar de situações de voo fortemente desfavoráveis, enquanto a variável  $C_L/C_D$ , foi introduzida tendo em consideração os resultados da revisão bibliográfica, Secção 2.1.3, Equação 2.7.

Do mesmo modo, a envergadura e a corda média aerodinâmica do novo plano sustentador consideradas ótimas para se conseguir o máximo desempenho em termos de autonomia é selecionada agora segundo a maximização da função  $F_2$ , Equação 3.4. A razão entre as velocidades, as potências e a capacidade de carga útil foram introduzidos na função pelas mesmas razões citadas no parágrafo anterior. Relativamente ao parâmetro  $C_L^{3/2}/C_D$ , este é também sugerido na bibliografia [10], como um parâmetro com influência na autonomia de uma aeronave. A relação de proporcionalidade direta pode ser comprovada na Equação 2.8. De seguida é apresentada a restante formulação implementada na folha variáveis:

$$V_{min} [m/s] = \sqrt{\frac{L}{\frac{1}{2} \rho S C_{L_{máx}}}} \quad (3.5)$$

$$V_{cr} [m/s] = \sqrt{\frac{L}{\frac{1}{2} \rho S C_{L_{cr}}}} \quad (3.6)$$

$$m_{pay} [kg] = \frac{W_{av}}{9,81} - m_{empty} - m_{bat} \quad (3.7)$$

$$P_{dis} [W] = -0,0111V^3 - 0,2676V^2 + 26,103V - 0,7697 \quad (3.8)$$

$$E [h] = \frac{E_{bat}}{P_{bat}} \quad (3.9)$$

$$R [km] = \frac{(E \times 3600)V}{1000} \quad (3.10)$$

A Equação 3.8, representa o modelo propulsivo implementado no trabalho. O mesmo, foi construído através da iteração entre as ferramentas PropSelector e a folha de cálculo, utilizando os dados do motor previamente selecionado pelo CEIIA.

As variações dos parâmetros de estudos (variáveis de projeto) foram feitas do seguinte modo, em que  $x_i$  representa o número total de repartições feitas no intervalo entre o valor máximo e o valor mínimo considerado para cada variável:

$$b_x [m] = b_{x-1} + \frac{(b_{máx} - b_{min})}{\sum x_i} \quad (3.11)$$

$$c_x [m] = c_{x-1} + \frac{(c_{máx} - c_{min})}{\sum x_i} \quad (3.12)$$

$$c_l = c_{l_{x-1}} + \frac{(c_{l_{máx}} - c_{l_{min}})}{\sum x_i} \quad (3.13)$$

Na seleção do coeficiente máximo de projeto, deve ter-se em consideração o coeficiente de sustentação máximo do avião, calculado a partir da Equação 3.14, aplicando um fator de correção (-0.06), como sugerido na bibliografia [10]. Para  $C_{l_{máx_{ref}}}$  utilizou-se o valor de 2, de modo a não prejudicar a velocidade de perda da asa original.

$$C_{L_{máx}} = \frac{C_{l_{máx_{ref}} \left( \frac{(Re\sqrt{Cl})_{ref}}{Re} \right)^{(Re\sqrt{Cl_{máx}})_{exp}}}{1 + \frac{C_{l_{máx_{ref}} \left( \frac{(Re\sqrt{Cl})_{ref}}{Re} \right)^{(Re\sqrt{Cl_{máx}})_{exp}}}{\pi e AR}} + C_{lh} \frac{S_h}{S} \Leftrightarrow C_{l_{máx}} < C_{l_{máx_{ref}}} \quad (3.14)$$

$$C_{L_{máx}} = \frac{C_{l_{máx_{ref}}}{1 + \frac{C_{l_{máx_{ref}}}{\pi e AR}} + C_{lh} \frac{S_h}{S} \Leftrightarrow C_{l_{máx}} < C_{l_{máx_{ref}}}$$

- **Modelo Aerodinâmico**

$$V [m/s] = \sqrt{\frac{W_{av}}{\frac{1}{2} \rho S C_L}} \quad (3.15)$$

$$Re\sqrt{Cl} = \frac{\rho V c_a}{\mu} \sqrt{Cl} \quad (3.16)$$

$$S[m^2] = b \bar{c} \quad (3.17)$$

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3.18)$$

$$h_h = \frac{l'_h}{\bar{c}}; \quad h_v = \frac{l'_v}{\bar{c}} \quad (3.19)$$

A Equação 3.20 representa o modelo do perfil elástico desenvolvido pelo orientador, em que se corrige o coeficiente de arrasto do perfil através do número de Reynolds e de um fator de correção ( $Re_{exp} = -0,37$ ). Esta correção baseia-se na sugestão de Mark Drela, apresentada na referência [39]. No ANEXO C, encontra-se representada a aproximação gráfica que serviu para identificação do expoente, -0,37. A referência [39] sugere a utilização do expoente -0,38, e como se vê, os valores não diferem muito um do outro.

$$C_d = \frac{C_l}{\left( \frac{L}{D} \right)_{ref}} \left( \frac{Re\sqrt{Cl}}{(Re\sqrt{Cl})_{ref}} \right)^{\frac{Re_{exp}}{\sqrt{1,5Cl}}} \quad (3.20)$$

Para  $\left(\frac{L}{D}\right)_{ref}$  utiliza-se como valor de referência  $\left(\frac{L}{D}\right)_{ref} = 70$  e para  $(Re\sqrt{C_l})_{ref}$  utiliza-se 200.000

- **Parâmetros aerodinâmicos da asa**

$$\tau = \frac{1}{e} - 1 \quad (3.21)$$

$$\alpha_i [rad] = \frac{C_{L_{asa}}}{\pi AR} (1 + \tau) \quad (3.22)$$

$$C_{L_{asa}} = C_l \cos(\alpha_i) \quad (3.23)$$

$$C_{D0_{asa}} = C_d \cos \alpha_i \quad (3.24)$$

$$C_{Di_{asa}} = \frac{(C_{L_{asa}})^2}{\pi AR e} \quad (3.25)$$

$$C_{D_{asa}} = C_{D0_{asa}} + C_{Di_{asa}} \quad (3.26)$$

- **Parâmetros aerodinâmicos das empenagens**

$$C_{L_h} = \frac{S}{S_h(h_h - h_{cg})} (C_{m_{asa}} + C_{L_{asa}}(h_{cg} - h_a)) \quad (3.27)$$

$$e_h = (1,78 (1 - 0,045 \times AR_h^{0,68}) - 0,64) \quad (3.28)$$

$$C_{Di_h} = \frac{(C_{L_h})^2}{\pi AR_h e_h} \quad (3.29)$$

$$C_{D_h} = C_{D0_h} + C_{Di_h} \quad (3.30)$$

Utilizou-se 0,02 como valor de referência para o coeficiente de arrasto parasita do perfil da empenagem horizontal e 0,015 para o coeficiente de arrasto parasita da empenagem vertical.

- **Parâmetros aerodinâmicos da aeronave**

$$C_{L_{av}} = C_{L_{asa}} + \frac{S_h}{S} C_{L_h} \quad (3.31)$$

$$C_{D0_{resto}} = 0,15 \times 0,11 \frac{0,22}{S} + 0,25 C_{D0_{asa}} \quad (3.32)$$

$$C_{D0_{av}} = C_{D0_{asa}} + \frac{S_h}{S} C_{D0_h} + \frac{S_v}{C_{L_{av}} = C_{L_{asa}} + \frac{S_h}{S} C_{L_h} S} C_{D0_v} + C_{D0_{resto}} \quad (3.33)$$

$$C_{Di_{av}} = C_{Di_{asa}} + \frac{S_h}{S} C_{Di_h} \quad (3.34)$$

$$C_{D_{av}} = C_{D_{asa}} + \frac{S_h}{S} C_{D_h} + \frac{S_v}{S} C_{D_v} + C_{D_{0_{resto}}} \quad (3.35)$$

$$L [N] = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_{av}} \quad (3.36)$$

$$D [N] = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_{av}} \quad (3.37)$$

A potência propulsiva requerida é:

$$P_{req} = DV_{\infty} \quad (3.38)$$

- **Modelo de Massa**

O modelo de massa implementado na folha de cálculo para obtenção da capacidade de carga útil, encontra-se representado na equação 3.7. Para o cálculo da massa da aeronave vazia ( $m_{empty}$ ), considera-se que esta é proporcional às variáveis de estudo (envergadura e corda média aerodinâmica), com expoentes de acordo com a influência de cada um na massa final da asa. A Equação 3.39, apresenta o modelo de massa em que se assume que a massa vazia da aeronave, é proporcional à massa do revestimento da asa (primeira parcela do segundo membro) considerado como 80% da massa em vazio de referência, e à massa da longarina (segunda parcela) considerada como 20% do peso em vazio de referência. De destacar os expoentes de 1,3 para a parcela referente ao revestimento e o expoente de 0,1, para a contribuição da longarina, isto porque se assume que o revestimento tem maior contributo na massa final da asa. O ( $m_{empty_{ref}}$ ), introduz-se de modo que quando a envergadura e a corda forem iguais aos valores de referência, a massa vazia obtida seja igual à massa em vazio de referência. A Constante 0,6, introduz-se de modo a considerar o peso dos sistemas e outros componentes que não dependem da estrutura ou dimensão da aeronave. Os resultados para a capacidade de carga útil e a massa vazia da aeronave são obtidos através da iteração entre as Equações 3.7 e 3.39, utilizando os seguintes valores de referência:  $W_{av} = 50 N$  ;  $m_{empty_{ref}} = 3,5 kg$  ;  $b_{ref} = 2 m$  ;  $c_{ref} = 0,33 m$ .

$$m_{empty}[kg] = \left( m_{empty_{ref}} \left( 0,8 \left( \frac{b_a}{b_{ref}} \right)^{1,3} \left( \frac{c_a}{c_{ref}} \right)^{1,3} + 0,2 \left( \frac{b_a}{b_{ref}} \right)^{0,1} \left( \frac{c_a}{c_{ref}} \right)^{0,1} \right) \right) \frac{m_{pay}}{10} + 0,6 \quad (3.39)$$

- **Modelo de Estabilidade e Controlo**

O CEiiA-UAS05 utiliza a configuração da cauda em V. Sabendo que o modelo de estabilidade implementado na folha Excel é para empenagens do tipo convencional ou T invertido, optou-se por transformar a cauda V do CEiiA-UAS05 original numa cauda convencional equivalente através do método da área projetada e assim continuar com o modelo de estabilidade original da folha. Com esta transformação, juntamente com o valor

do volume de cauda do CEiiA-UAS05 original, pretende-se cumprir os requisitos I e II do projeto (apresentados na Seção 1.4), limitando a envergadura e a corda média aerodinâmica de forma a garantir que a estabilidade original do CEiiA-UAV05 não seja afetada.

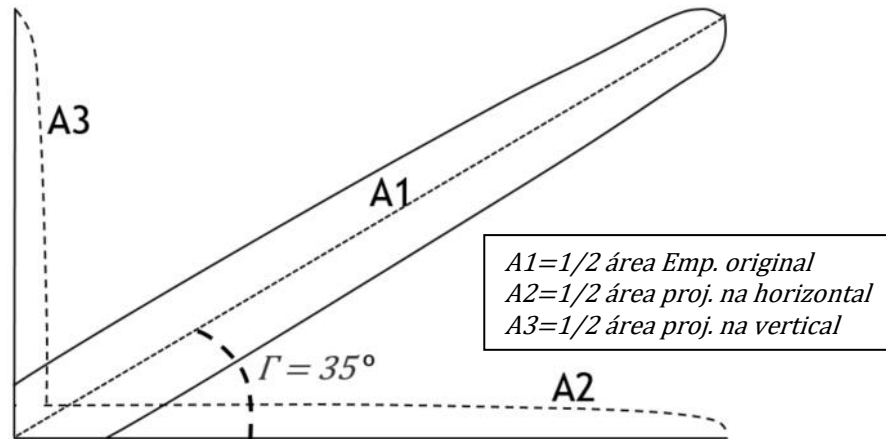


Figura 3.6 Esquema de implementação do método das áreas projetadas.

A Figura 3.6, mostra o esquema selecionado para exemplificar a transformação. Assim, obteve-se a área total projetada na horizontal ( $S_{h\_proj} = 0,07 \text{ m}^2$ ).

$$S = 0,58 \text{ m}^2 ; S_{emp} = 0,09 \text{ m}^2 ; A1 = \frac{S_{emp}}{2} = \frac{0,09}{2} = 0,045 \text{ m}^2 ; \Gamma = 35^\circ$$

Aplicando a trigonometria, tem-se que:

$$\cos(35^\circ) = \frac{A2}{A1} \tag{3.40}$$

$$A2 = 0,045 \times \cos(35^\circ)$$

$$A2 = 0,036 \text{ m}^2$$

Sabendo que na Figura 3.6, o A2 é referente à metade da área projetada na horizontal, então a área total projetada na horizontal utilizando o método é:

$$S_{h\_proj\_mtodo} = A2 + A2 \tag{3.41}$$

$$S_{h\_proj\_mtodo} = 0,072 \text{ m}^2$$

Em relação à área projetada na vertical, o processo de cálculo é semelhante:

$$A3 = A1 \times \sin(35^\circ) \tag{3.42}$$

$$A3 = 0,045 \times \sin(35^\circ)$$

$$A3 = 0,026 \text{ m}^2$$

No que toca à área projetada na vertical, há que se ter em consideração o facto de as duas metades da empenagem contribuírem para estabilidade direcional da aeronave. Tendo isso em conta, optou-se por multiplicar A3 por 2.

$$S_{v\_proj\_metódo} = 2 \times A3 \quad (3.43)$$

$$S_{v\_proj\_metódo} = 2 \times 0,026$$

$$S_{v\_proj\_metódo} = 0,052 \text{ m}^2$$

Com os valores das áreas projetadas, pode-se utilizar as equações de coeficiente de volume presentes em [40] para calcular os volumes de cauda, horizontal e vertical, a serem introduzidos na folha de cálculo de projeto, de forma a utilizar o modelo implementado inicialmente e manter os parâmetros de estabilidade do CEiiA-UAS05. Tendo em conta o requisito número II ( $b_{m\acute{a}x} = 3 \text{ m}$ ), utiliza-se a Equação 3.44, para calcular o coeficiente de volume vertical:

$$\bar{V}_v = \frac{l_v S_v}{S b} \quad (3.44)$$

$$\bar{V}_v = \frac{0,933 \times 0,052}{0,58 \times 3}$$

$$\bar{V}_v = 0,028$$

O valor obtido é menor que o limite inferior (0,03), sugerido na bibliografia [29], no entanto, combinando o mesmo com um baixo efeito de diedro equivalente pode-se conseguir uma aeronave estável, como se pode ver na Figura 2.18. Deste modo, tendo em conta o resultado encontrado ( $\bar{V}_v = 0,028$ ), o conjunto de valores possíveis para o coeficiente de volume de cauda vertical fica limitado ao intervalo [0,028 - 0,06].

De modo análogo, calculou-se o coeficiente de volume da empenagem horizontal a partir da Equação 3.45, utilizando a corda média aerodinâmica da asa original, 0,205 m.

$$\bar{V}_h = \frac{l_h S_h}{S \bar{c}} \quad (3.45)$$

$$\bar{V}_h = \frac{0,933 \times 0,070}{0,58 \times 0,205}$$

$$\bar{V}_h = 0,55$$

Tendo em conta a referência [29], o valor obtido é maior que o limite superior sugerido. Contudo, a diferença não é muito significativa, 0,05. Segundo o valor obtido para  $\bar{V}_h$ , 0,55, o intervalo de valores recomendáveis para o coeficiente de volume horizontal fica limitado entre 0,35 e 0,55.

Os valores de  $\bar{V}_v$  e  $\bar{V}_h$ , obtidos a partir das Equações 3.44 e 3.45, são introduzidos na folha de cálculo de modo a manter os parâmetros de estabilidade do CEiiA-UAS05 original. Segue-se o resto da formulação implementada na folha:

$$S [m^2] = c b \quad (3.46)$$

$$h_h = h_v = \frac{l_e}{\bar{c}} \quad (3.47)$$

$$l'_h [m] = (h_h - h_{cg}) \times c \quad (3.48)$$

$$S_h [m^2] = S c \frac{\bar{V}_h}{l_h} \quad (3.49)$$

$$b_h [m] = \frac{S_h}{c_h} \quad (3.50)$$

$$c_h [m] = \sqrt{\frac{S_h}{AR_h}} \quad (3.51)$$

$$l'_v [m] = (h_v - h_{cg}) \times c \quad (3.52)$$

$$S_v [m^2] = S b \frac{\bar{V}_v}{l_v} \quad (3.53)$$

$$b_v [m] = \frac{S_v}{c_v} \quad (3.54)$$

$$c_v [m] = \frac{S_v}{b_v} \quad (3.55)$$

A margem estática segue a Equação 3.56:

$$M.S = \frac{X_{np} - X_{cg}}{c} \quad (3.56)$$

Em que (referência [24]):

$$\frac{X_{np}}{c} \approx \frac{1}{4} + \frac{1 + \frac{2}{AR}}{1 + \frac{2}{AR_h}} \left( 1 - \frac{4}{AR + 2} \right) \bar{V}_h \quad (3.57)$$

- **Modelo Propulsivo**

A potência disponível, é obtido a partir do modelo representado na Equação 3.8 construída a partir da iteração entre a ferramenta de Excel e o software PropSelector utilizando os dados do motor selecionado pelo CEIIA, (ANEXO D), com o acelerador a 100%.

A ferramenta de cálculo, permite interligar a formulação implementada para simular o motor elétrico com o software “propselector”, a fim de selecionar o diâmetro e o passo da hélice para a aeronave tendo em consideração o motor selecionado pelo CEIIA para o CEiiA-UAS05. A formulação implementada na folha de cálculo é a seguinte:

$$U_{bat}[V] = n \times U_{nom} \quad (3.58)$$

$$U_{disp}[V] = U_{bat} - R_{int} \times I - I \times R_{esc} \quad (3.59)$$

$$I[A] = \frac{P_{eixo}}{rpm \times 2 \times \frac{\pi}{60}} \times kv + "l01" \quad (3.60)$$

$$P_{elect}[W] = I \times (U_{bat} - R_{esc} \times I) \quad (3.61)$$

$$\eta_{m1} = \frac{P_{eixo}}{P_{elect}} \quad (3.62)$$

$$\eta_{m2} = \left(1 - \frac{R_{int}^2}{U_{tot}}\right) \times \left(1 - \frac{l_{01}}{I_{esc}}\right) \times \left(\frac{U_{tot} - R_{int} \times I_{esc}}{U_{tot}}\right) \quad (3.63)$$

$$(\eta_{m1} - \eta_{m2}) \sim 0 \quad (3.64)$$

$$P_{dis}[W] = T_{disp} * V \quad (3.65)$$

Para que se possam utilizar os resultados ( $T_{dis}$  e  $P_{disp\_eixo}$ ) do propselector, a condição representada na Equação 3.64 tem de ser cumprida. De forma iterativa, a potência disponível requerida no eixo (dado do propselector) é utilizada para cálculo do rendimento do modelo 1, representado na equação 3.62. O rendimento do modelo 2 é obtido através dos valores de referência da bateria e dos dados do motor, Equação 3.63. A tração disponível obtida do propselector é utilizada para o cálculo da potência propulsiva disponível e construção do modelo propulsivo apresentado na Equação 3.8. Para uma análise mais detalhada da geometria da hélice e respetivo desempenho poder-se-ia utilizar o software JBLADE [41].

Os dados iniciais relativamente ao motor e aos ESC's introduzidos na folha foram:

$$K_v = 660 \text{ rpm/V}$$

$$R_{int} = 0,041 \Omega ; R_{esc} = 0,006 \Omega$$

$$U = 14,8 V$$

$$I = 29,73 A$$

$$I_{01} = 1,9 A ; I_{02} = 2 A$$

$$V(I_{01}) = 10 ; V(I_{02}) = 10$$

### 3.3 Limitação de Envergadura e Corda para Utilização da Cauda do CEiiA-UAS05

O estudo paramétrico é feito para determinar o(s) coeficiente(s) de sustentação de projeto, a corda média aerodinâmica e a envergadura. Para isso, uma vez que se vai apenas projetar novas asas para o CEiiA-UAS05, a cauda do avião existente permite estabelecer os limites de variação da corda média e envergadura do novo plano sustentador através do conceito de coeficiente de volume de cauda, quer horizontal, quer vertical. Tendo em conta os limites usuais para os coeficientes de volume de empenagem horizontal e vertical sugeridos na bibliografia [40], juntamente com os valores de coeficientes de volume horizontal e vertical do CEiiA-UAS05, encontrados com o método das áreas projetadas (Seção 3.3, Subsecção: Estabilidade), pois possui uma cauda em V, calcularam-se as equações limites de forma a definir o conjunto de soluções possíveis para a corda média aerodinâmica e para a envergadura.

$$\begin{aligned} S_{h_{MAP}} &= 0,072 m^2 & S_{v_{MAP}} &= 0,052 m^2 & \bar{V}_{h_{MAP}} &= 0,55 & \bar{V}_{v_{MAP}} &= 0,028 \\ l_h = l_v &= 0,933m & \bar{V}_{h_{ref}} &= [0,35 - 0,5] & \bar{V}_{v_{ref}} &= [0,03 - 0,06] \\ \bar{V}_h &= \frac{l_h S_h}{S \bar{c}} & ; & & \bar{V}_v &= \frac{l_v S_v}{S b} \end{aligned} \quad (3.67)$$

A partir da equação do coeficiente de volume horizontal, tem-se que:

$$\bar{V}_h = \frac{l_h S_h}{S \bar{c}} \leftrightarrow S \bar{c} = \frac{l_h S_h}{\bar{V}_h} \leftrightarrow b \bar{c}^2 = \frac{l_h S_h}{\bar{V}_h} \quad (3.68)$$

Com o novo intervalo de  $\bar{V}_h$  [0,3-0,56], utiliza-se a Equação 3.68, para encontrar as duas primeiras equações limite,  $b_1$  e  $b_2$ , em função da corda média aerodinâmica:

$$b_1 \bar{c}^2 = \frac{0,933 \times 0,072}{0,35} \quad b_2 \bar{c}^2 = \frac{0,933 \times 0,072}{0,55}$$

$$b_1 \bar{c}^2 = 0,19 \quad e \quad b_2 \bar{c}^2 = 0,12$$

$$b_1 = \frac{0,19}{\bar{c}^2} \quad e \quad b_2 = \frac{0,12}{\bar{c}^2}$$

Por outro lado, através da equação do coeficiente de volume vertical, tem-se que:

$$\bar{V}_v = \frac{l_v S_v}{Sb} \leftrightarrow Sb = \frac{l_v S_v}{\bar{V}_v} \leftrightarrow b^2 \bar{c} = \frac{l_v S_v}{\bar{V}_v} \quad (3.69)$$

Definindo os limites máximo e mínimo do coeficiente de volume vertical em [0,028 - 0,06], e fazendo as substituições na Equação 3.69, obtém-se as outras duas equações limite,  $b_3$  e  $b_4$  :

$$b^2 \bar{c} = \frac{0,933 \times 0,052}{0,028} \quad e \quad b^2 \bar{c} = \frac{0,933 \times 0,052}{0,06}$$

$$b^2 \bar{c} = \frac{0,933 \times 0,052}{0,028} \quad e \quad b^2 \bar{c} = \frac{0,933 \times 0,052}{0,06}$$

$$b_3 = \sqrt{\frac{1,73}{\bar{c}}} \quad e \quad b_4 = \sqrt{\frac{0,8}{\bar{c}}}$$

As interseções das curvas representadas nas Equações 3.68 e 3.69, limitam o conjunto das soluções possíveis para a envergadura e a corda média aerodinâmica.

### 3.4 Desenvolvimento do Perfil Alar para o Novo Plano Sustentador

O primeiro passo para a seleção e melhoria do perfil alar, é calcular o número de Reynolds de referência. Este, por sua vez, calcula-se a partir da Equação 3.70. No entanto, para as análises do desempenho aerodinâmico do perfil alar opta-se por utilizar  $Re\sqrt{C_L}$ , visto que permite avaliar o desempenho dos perfis para toda a gama de velocidades do avião.

Identifica-se um primeiro valor de referência  $(Re\sqrt{C_L})_{ref,1} = 2,6 \times 10^5$ , a partir da média dos resultados da Equação 3.71. Os resultados da Equação 3.71, correspondem aos limites máximo e mínimo de  $Re\sqrt{C_L}$ , utilizando os dados iniciais do CEiiA-UAS05 original.

$$\bar{c} = 0,205 \text{ m}; \quad S = 0,577 \text{ m}^2; \quad V_{m\acute{a}x} = 22,22 \frac{\text{m}}{\text{s}}; \quad V_{m\acute{i}n} = 11,11 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$h_{ref} = 100 \text{ m}; \quad \rho = 1,213 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}; \quad \mu = 1,78 \times 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{m s}}$$

$$C_{Lm\acute{a}x} = 1,15; \quad C_{Lm\acute{i}n} = 0,28$$

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} \quad (3.70)$$

$$Re_{m\acute{a}x} \sqrt{C_{L_{m\acute{a}x}}} = \frac{\rho V_{m\acute{a}x} \bar{c}}{\mu} \sqrt{C_{L_{m\acute{a}x}}} \quad ; \quad Re_{min} \sqrt{C_{L_{min}}} = \frac{\rho V_{min} \bar{c}}{\mu} \sqrt{C_{L_{min}}} \quad (3.71)$$

$$Re_{m\acute{a}x} \sqrt{C_{L_{m\acute{a}x}}} = 400000 \quad ; \quad Re_{min} \sqrt{C_{L_{min}}} = 120000$$

Um segundo valor de refer\^encia  $(Re\sqrt{C_L})_{ref,2} = 1,6 \times 10^5$ , \u00e9 identificado durante os estudos param\u00e9tricos. Tendo em conta o mesmo, e o  $(Re\sqrt{C_L})_{ref,1}$ , considera-se adequado utilizar um novo valor interm\u00e9dio,  $(Re\sqrt{C_L})_{ref} = 2 \times 10^5$ , para obten\u00e7\u00e3o dos resultados para posteriores an\u00e1lises.

Como identificado na an\u00e1lise do problema (Sec\u00e7\u00e3o 3.2), o plano sustentador original do CEiiA-UAS05, tem tor\u00e7\u00e3o aerodin\u00e2mica (diferentes perfis ao longo da envergadura). Portanto, ap\u00f3s identificar o  $(Re\sqrt{C_L})_{ref}$ , come\u00e7a-se por selecionar o perfil com melhor desempenho  $(\frac{c_l}{c_d}, \frac{c_l^{3/2}}{c_d})$ , no conjunto de perfis utilizados no plano sustentador original, para servir de refer\u00eancia nas futuras compara\u00e7\u00f5es. Os perfis utilizados no plano sustentador original do CEiiA-UAS05, as suas caracter\u00edsticas aerodin\u00e2micas e geom\u00e9tricas, encontram-se identificados no Anexo A (Tabela A.0.1).

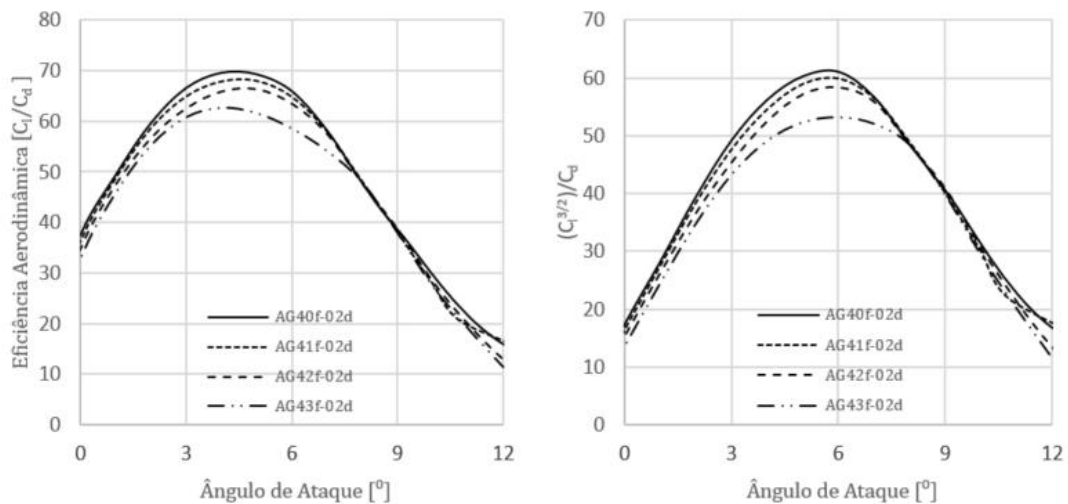


Figura 3.7 Curvas de desempenho,  $(\frac{c_l}{c_d})$  e  $(\frac{c_l^{3/2}}{c_d})$ , em fun\u00e7\u00e3o de  $\alpha$ : AG40d-02f, AG41d-02f, AG42d-02f, AG43d-02f,  $Re\sqrt{C_L} = 2 \times 10^5$ .

No gráfico da Figura 3.7, estão representadas as curvas de desempenho, à esquerda a eficiência aerodinâmica  $\left(\frac{C_L}{C_d}\right)$  e à direita o  $\frac{C_L^{3/2}}{C_d}$ , dos perfis do plano sustentador original, em função do ângulo de ataque. Pela análise aos gráficos da Figura 3.7, o perfil AG40d-02f é o que tem maior eficiência aerodinâmica máxima,  $\left(\frac{C_L}{C_d}\right)_{máx}$ , 70, e maior  $\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_d}\right)_{máx}$ , 61. O perfil apresenta ainda, os maiores valores de  $\left(\frac{C_L}{C_d}\right)$  e  $\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_d}\right)$  para o ângulo de ataque nulo.

De acordo com a revisão bibliográfica (Secção 2.1), os gráficos de  $\frac{C_L}{C_d}$  e  $\frac{C_L^{3/2}}{C_d}$ , são apresentados para análises em função do ângulo de ataque. Através dos mesmos em função do ângulo de ataque, pode-se identificar os valores máximos alcançados e para que ângulo de ataque o mesmo ocorre. Contudo, estas no ponto de vista do projetista não providenciam informações objetivas para a seleção de um perfil. Por exemplo, não diz qual a gama de coeficiente de sustentação (de forma indireta a gama de velocidades) em que o perfil apresenta melhor desempenho. Portanto, ao longo desta dissertação opta-se por apresentar os gráficos de  $\frac{C_L}{C_d}$  e  $\frac{C_L^{3/2}}{C_d}$ , em função do coeficiente de sustentação, pois estas permitem fazer uma análise mais concreta.

Sendo assim, comparam-se as curvas de desempenho  $\left(\frac{C_L}{C_d}; \frac{C_L^{3/2}}{C_d}\right)$  dos perfis da superfície sustentadora original, agora em função do coeficiente de sustentação, como mostram os gráficos da Figura 3.8.

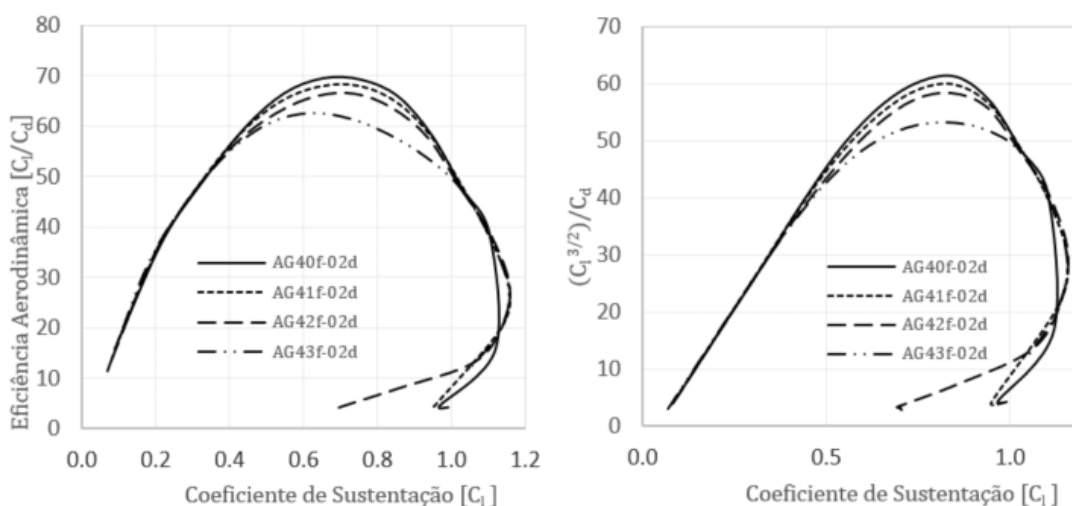


Figura 3.8 Curvas de desempenho,  $\left(\frac{C_L}{C_d}\right)$  e  $\left(\frac{C_L^{3/2}}{C_d}\right)$ , em função do  $C_L$ : AG40d-02f, AG41d-02f, AG42d-02f, AG43d-02f;  $Re\sqrt{C_L} = 2 \times 10^5$ .

Os gráficos da Figura 3.8, comprovam que o perfil AG40d-02f, tem o maior  $\left(\frac{c_l}{c_d}\right)_{máx}$  e o maior  $\left(\frac{c_l^{3/2}}{c_d}\right)_{máx}$ . A partir dos mesmos gráficos, percebe-se que o perfil AG40d-02f, tem o melhor desempenho para coeficientes de sustentação inferiores a 1,1, enquanto que para valores superiores a 1,1, esta apresenta o pior desempenho, com um decréscimo abrupto no desempenho,  $\left(\frac{c_l}{c_d}\right)$  e  $\left(\frac{c_l^{3/2}}{c_d}\right)$ , até atingir o respectivo coeficiente de sustentação máximo, 1,12. No entanto, devido à sua maior espessura relativa (ANEXO A, Tabela A.0.1) e ao facto de apresentar os maiores valores de  $\left(\frac{c_l}{c_d}\right)_{máx}$  e  $\left(\frac{c_l^{3/2}}{c_d}\right)_{máx}$ , o perfil alar AG40d-02f, é seleccionado como o perfil de referência da asa original.

Identificado o perfil de referência, e as suas características aerodinâmicas, têm-se então, duas opções para a definição do perfil alar para o novo plano sustentador: seleccionar um perfil com melhor desempenho na vasta base de dados existente ou desenhar um novo perfil. Inicialmente averiguou-se a primeira opção. No final optou-se por desenhar um novo perfil alar.

Tendo em conta a revisão bibliográfica e os requisitos de pesquisa, maior razão de  $\frac{c_l}{c_d}$  e  $\frac{c_l^{3/2}}{c_d}$ , seleccionou-se o conjunto de perfis (CLARK-Y, CR001sm e S9000), para comparação com o perfil de referência.

Os gráficos da Figura 3.9, apresentam as curvas de coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque e da polar de arrasto dos perfis CLARK-Y, CR001sm, S9000 e do perfil de referência, AG40d-02f.

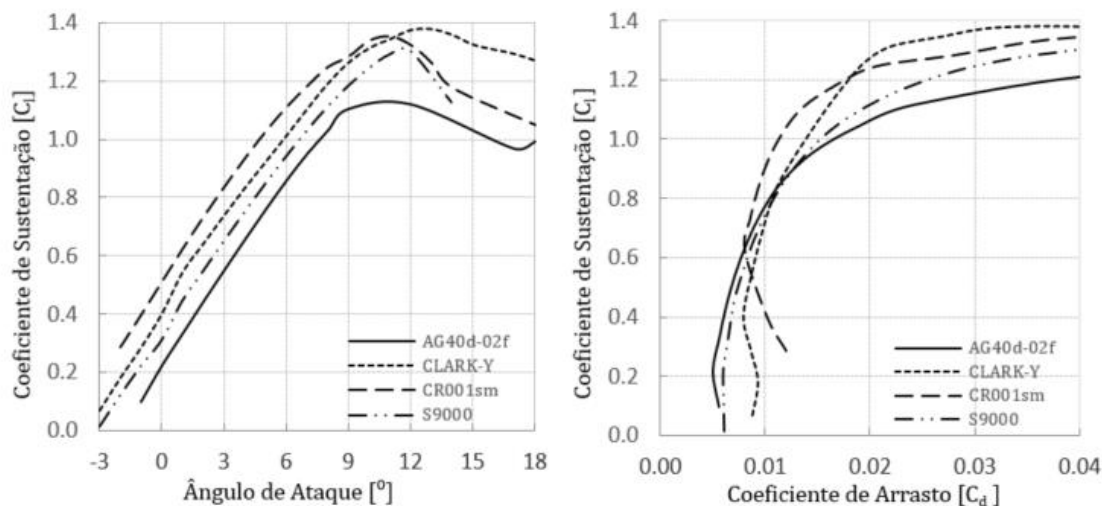


Figura 3.9 Curvas de  $C_l$  vs  $\alpha$  e da polar de arrasto: CLARK-Y, CR001sm, S9000 e AG40d-02f;  
 $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$ .

Ao analisar o gráfico da esquerda na Figura 3.9, coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, constata-se que todos os perfis selecionados (CLARK-Y, CR001sm e S9000), apresentam um coeficiente de sustentação superior, ao longo de todo o intervalo de ângulo de ataque, quando comparados com o perfil de referência (AG40d-02f). O perfil de referência tem o menor valor de coeficiente de sustentação, 0,21, para ângulo de ataque nulo, enquanto o perfil CR001sm, apresenta um coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo igual a 0,5. O perfil S9000 apresenta um coeficiente de sustentação máximo de 1,29, aproximadamente 15% superior ao valor correspondente ao perfil de referência (1,12), enquanto os perfis CR001sm e CLARK-Y, apresentam valores de coeficientes de sustentação máxima superiores em aproximadamente, 20% e 23% respectivamente, quando comparados com o perfil de referência. É de reiterar que o perfil CR001sm, é o primeiro perfil a entrar em perda, a aproximadamente  $12^\circ$  e o CLARK-Y o último, a aproximadamente  $13^\circ$ .

Relativamente à polar de arrasto, gráfico da direita na Figura 3.9, comprova-se que para baixos coeficientes de sustentação, isto é, valores inferiores a 0,6, os perfis AG40d-02f e S9000, são os com melhor eficiência. O perfil AG40d-02, atinge o menor coeficiente de arrasto mínimo, 0,005, corresponde a um coeficiente de sustentação aproximadamente 0,1. Para valores de coeficientes de sustentação superiores a 0,6, os perfis CLARK-Y e CR001sm, apresentam-se como os mais eficientes, com o perfil CR001sm a ter a maior eficiência aerodinâmica.

No que diz respeito às curvas de momento de arfagem e de transição, estas são apresentadas nos gráficos da Figura 3.10, à esquerda e à direita respectivamente

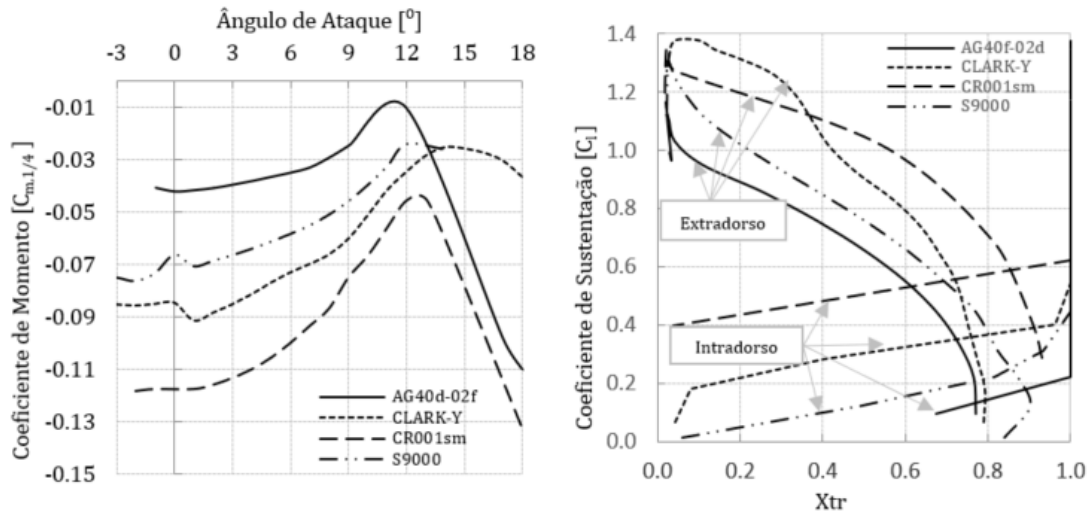


Figura 3.10 Coeficiente de momento e curvas de transição: CLARK-Y, CR001sm, S9000 e AG40d-02f;  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$ .

Para o coeficiente de momento de arfagem a um quarto da corda, gráfico da esquerda na Figura 3.10, vê-se que a magnitude do coeficiente de momento de todos os perfis diminui até atingirem o respetivo ângulo de coeficiente de sustentação máximo. A curva de menor magnitude é a curva do perfil AG40d-02f, seguido da curva do perfil S9000. Após os perfis atingirem o seu respetivo ângulo de coeficiente de sustentação máximo, o perfil com a menor magnitude de coeficiente de momento a  $\frac{1}{4}$  da corda é o CLARK-Y.

Relativamente às curvas de transição, gráfico da direita na Figura 3.10, para o extradorso, o perfil com a camada limite laminar mais extensa é o perfil CR001sm, enquanto o perfil AG40d-02f, apresenta a camada limite menos laminar do extradorso. Em relação ao intradorso, o perfil com a camada limite laminar mais extensa é o perfil AG40d-02f, enquanto o perfil CLARK-Y, tem a camada limite laminar menos extensa.

As curvas de desempenho,  $\left(\frac{C_l}{C_d}\right)$  e  $\left(\frac{C_l^{3/2}}{C_d}\right)$ , estão apresentadas nos gráficos da Figura 3.11, à esquerda e à direita respetivamente. No que concerne à eficiência aerodinâmica  $\left(\frac{C_l}{C_d}\right)$ , verifica-se que o perfil S9000, apresenta valores de eficiência aerodinâmica semelhantes aos do perfil de referência, para coeficientes de sustentação inferiores a 0,3, e valores de eficiência aerodinâmica superiores a partir de  $C_l = 0,3$ . Os perfis CR001sm e CLARK-Y, a partir do coeficiente de sustentação de aproximadamente 0,55, apresentam os melhores valores de eficiência aerodinâmica. O perfil alar CR001sm, tem o maior  $\left(\frac{C_l}{C_d}\right)_{m\acute{a}x}$  de aproximadamente 90, para um coeficiente de sustentação igual a 0,96, e o CLARK-Y, por sua vez uma eficiência aerodinâmica máxima de 75, para um coeficiente de sustentação de 0,83. Do gráfico relativo à eficiência aerodinâmica, confirma-se que os perfis S9000 e AG40d-02f,

são mais eficientes para baixos coeficientes de sustentação (inferiores a 0,55), enquanto os perfis CR001sm e CLARK-Y, são mais eficientes para altos coeficientes de sustentação (superiores a 0,55).

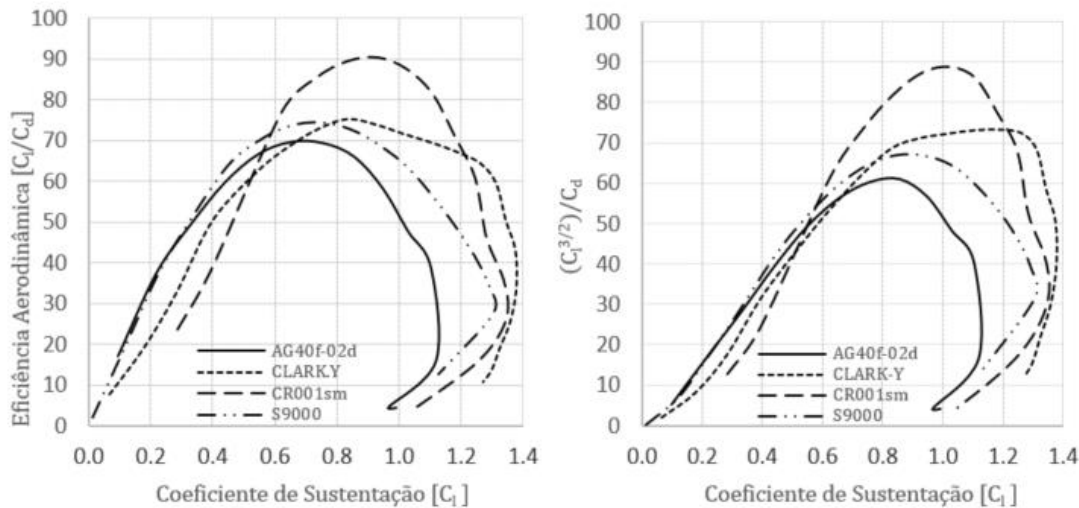


Figura 3.11 Curvas de desempenho  $\left(\frac{C_l}{C_d}\right)$  e  $\left(\frac{C_l^{3/2}}{C_d}\right)$  em função do coeficiente de sustentação:

CLARK-Y, CR001sm, S9000 e AG40d-02f;  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$ .

No gráfico da direita, Figura 3.11, que diz respeito às curvas de  $(C_l^{3/2})/C_d$ , o perfil com o maior  $(C_l^{3/2})/C_d)_{máx}$ , aproximadamente 90, a um coeficiente de sustentação de 1,05, é o perfil CR001sm. Consta-se novamente, que os perfis S9000 e AG40d-02f apresentam os melhores resultados para coeficientes de sustentação baixos (inferiores a 0,55), enquanto que o CLARK-Y e o CR001sm, apresentam os melhores resultados para coeficientes de sustentação altos (superiores a 0,55). O perfil CLARK-Y, é o que abrange a maior gama de coeficientes de sustentação de operação, tanto no gráfico de  $(C_l^{3/2})/C_d$ , como no gráfico da eficiência aerodinâmica,  $\left(\frac{C_l}{C_d}\right)$ .

Na Tabela 3.2, encontra-se um resumo das características aerodinâmicas e geométricas dos perfis analisados na seleção do perfil inicial para o novo plano sustentador do CEiiA-UAS05. A partir da Tabela 3.2, vê-se que o perfil CR001sm é o perfil com a menor espessura relativa do conjunto. Apesar de este perfil ter os valores mais altos de  $\left(\frac{C_l}{C_d}\right)_{máx}$  e  $(C_l^{3/2})/C_d)_{máx}$ , o CR001sm é descartado devido à pequena espessura relativa e ao facto de o seu desempenho piorar significativamente para valores de coeficiente de sustentação inferiores a 0,55 o que reduziria significativamente a velocidade máxima que se poderia atingir com as novas asas. Assim sendo, restam os perfis CLARK-Y e S9000. O perfil alar CLARK-Y, para além do bom desempenho, tem uma espessura relativa maior que a do S9000 e

ainda tem a vantagem de ter um intradorso quase plano, o que facilita a construção da asa (utilizando o perfil CLARK-Y).

Entre os perfis restantes (S9000 e CLARK-y), optou-se pelo S9000, isto porque, como concluído através da análise, o perfil CLARK-Y só é eficiente para altos coeficientes de sustentação, enquanto para baixos coeficientes de sustentação apresenta baixos valores de desempenho, piorando o funcionamento do avião a altas velocidades. Tendo em conta que o coeficiente de sustentação mínimo numa condição de voo permanente (atingido na velocidade máxima em voo nivelado) para a plataforma original do CEiiA, é de 0,28, decidiu-se descartar o perfil alar CLARK-Y, devido ao seu desempenho menos eficiente para valores de coeficientes de sustentação inferiores a 0,55. A linha correspondente ao  $C_{l_{C_{d,min}}}$  apresentado na Tabela 3.2, complementa a seleção do perfil alar S9000 em detrimento do perfil CLARK-Y. Como é possível ver, o perfil alar CLARK-Y apresenta um coeficiente de arrasto mínimo de 0,008 com um coeficiente de sustentação correspondente de 0,4, enquanto o perfil alar S9000 apresenta um coeficiente de arrasto mínimo de 0,006 para um coeficiente de sustentação correspondente de 0,22. De destacar que o perfil alar S9000, apresenta valores semelhantes aos do perfil alar de referência AG40d-02f, para o coeficiente de arrasto mínimo e o seu respetivo coeficiente de sustentação.

Tabela 3.2 Características Geométricas e de Desempenho dos perfis AG40d-02f, S9000, CR001sm e CLARK-Y.  $Re\sqrt{C_L} = 2 \times 10^5$

Características	AG40d-02f	CLARK-Y	CR001sm	S9000
Espessura relativa (%)	8	11,71	7,33	9,01
Curvatura (%)	2,02	3,43	4,05	2,37
$\alpha_{stall}$ (°)	12	13	11	12
$C_{l_{máx}}$	1,12	1,38	1,35	1,3
$C_{d_{min}}$	0,0055	0,008	0,008	0,006
$C_{l_{C_{d,min}}}$	0,1	0,4	0,62	0,22
$(C_l/C_d)_{máx}$	69,61	75,24	90,44	74,5
$(C_l^{3/2}/C_d)_{máx}$	61	73,16	88,7	67

Após selecionar o Selig S9000 como o perfil alar mais adequado a uma nova asa para o CEiiA-UAS05, averiguou-se a possibilidade de desenvolvimento de um perfil com um desempenho superior ao do S9000. Para isso, aplicou-se o método sugerido na referência [20] através do XFLR5, que consiste em modificar sucessivamente o contorno do extradorso e do intradorso dum novo perfil, de modo a modificar as suas curvas de transição. Ao modificar o contorno pretende-se aperfeiçoar as características aerodinâmicas do novo perfil alar para as

condições de operação do projeto, (gama de coeficiente de sustentação e velocidades). O resultado deste processo é apresentado na Secção 4.3 na forma de um perfil alar desenvolvido tendo em conta as características do CEiiA-UAS05.

Tendo o perfil final para o novo plano sustentador definido, estuda-se qual o comportamento do mesmo relativamente à adição de *flaps*. A adição de *flaps*, permite alterar a curvatura do perfil, que por sua vez altera a curva de sustentação e a gama de velocidades, possibilitando à aeronave voar mais rápido ou mais devagar de forma mais eficiente. O estudo da adição de *flaps* à plataforma, é feito variando a deflexão dos mesmos entre  $-6^\circ$  e  $12^\circ$ . No que diz respeito à corda do *flap* ou à percentagem da mesma relativamente à corda do perfil, esta também é alvo de estudo como se verifica na Secção 4.3. Consideram-se *flaps* com percentagem de corda de 15%, 20%, 25% e 30%, Os resultados e as análises, encontram-se apresentados também na Secção 4.3.

### **3.5 Dimensionamento da Distribuição da corda, Ângulo de Incidência, Enflechamento e Diedro ao Longo da Envergadura**

A distribuição da sustentação ao longo da envergadura é uma decisão de elevada importância para o projeto, pois afeta o coeficiente de Oswald e, por isso, a magnitude do arrasto induzido. Portanto, uma vez definidos: a envergadura; corda média aerodinâmica e perfil alar, resta estudar qual a melhor distribuição de corda, ângulo de incidência, enflechamento e diedro ao longo da envergadura de forma a obter o melhor compromisso entre o desempenho da asa finita, o seu comportamento de perda e sua influência na estabilidade do avião.

Como mencionado na Secção 3.2, a superfície sustentadora original do CEiiA-UAS05, apresenta alguns aspetos que carecem de novos estudos e definições. A superfície sustentadora original poderá não ser fiável em termos de utilização, isto porque na região da ponta da asa pode entrar em perda facilmente devido ao baixo número de Reynolds (pequena corda) e devido à sua distribuição de corda ser demasiado próxima da elíptica e de apresentar uma baixa torção geométrica. Para resolver esta situação, a solução passa necessariamente por aumentar a corda da ponta da asa, compensando com a diminuição do ângulo de incidência da região da ponta da asa de forma a ter um plano sustentador não só eficiente, mas também seguro.

A distribuição de corda influencia em grande medida a distribuição de coeficientes de sustentação da asa em voo devido à respetiva distribuição de ângulo de ataque induzido ao longo da envergadura. A Figura 3.12, apresenta a distribuição de coeficiente sustentação local segundo a envergadura para diferentes distribuições de corda: elíptica, constante e com afilamento considerando a ausência de torção geométrica no plano sustentador. Como se pode observar, uma asa com uma distribuição de corda elíptica tem uma distribuição de

coeficiente sustentação quase constante, pelo que entraria em perda em toda a sua envergadura se não fosse o baixo número de Reynolds na região da ponta fomentar a ocorrência da perda na região da ponta. Uma asa afilada, como se vê, também não apresenta uma distribuição muito satisfatória, com o coeficiente de sustentação na região da ponta a ser maior do que o coeficiente de sustentação na região da raiz. Por outro lado, a distribuição de corda constante (geometria retangular), já se apresenta como uma boa solução para atrasar a perda na região da ponta da asa e, assim, manter a estabilidade e controlo lateral. Por este motivo é tão comum a adoção de asas retangulares em UAV's, aeromodelos e aviões ligeiros.

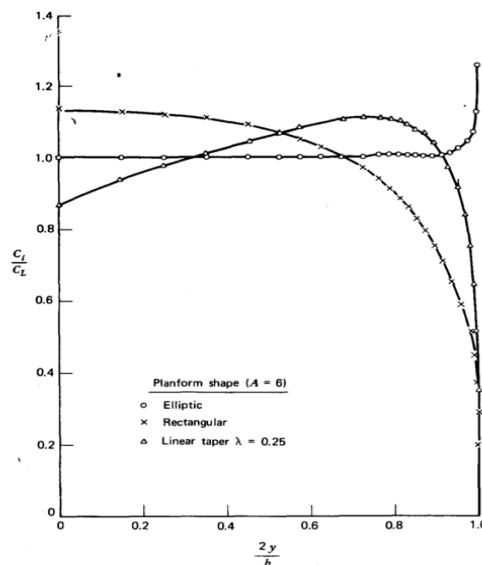


Figura 3.12 Distribuição de coeficiente de sustentação local para uma asa com distribuição de corda elíptica, retangular e com afilamento, [42].

A Figura 3.13, apresenta a distribuição de corda ao longo da envergadura do plano sustentador original do CEiiA-UAS05. Na mesma figura é ainda representado a distribuição de corda adotada para para o novo plano sustentador.

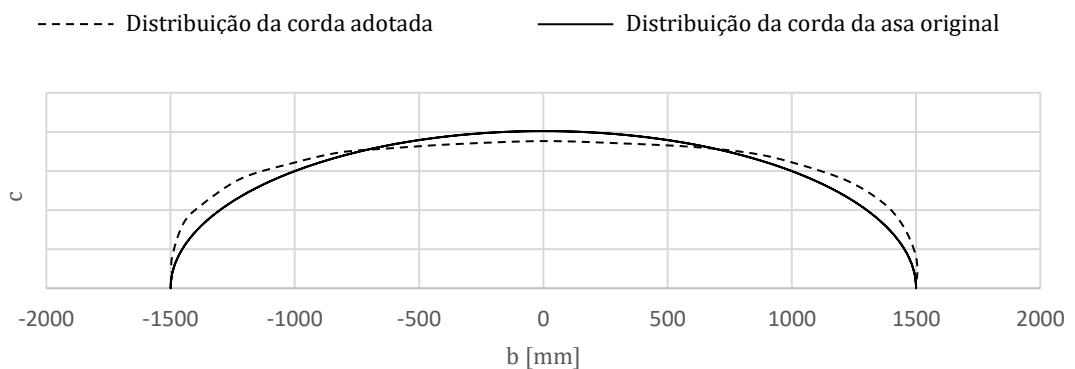


Figura 3.13 Representação da distribuição de corda da asa inicial e da distribuição adotada.

Nesta fase de projeto, utiliza-se o XFLR5, para o estudo e seleção da melhor distribuição de corda, enflechamento, torção e diedro para o novo plano sustentador. A Tabela 3.2, apresenta um exemplo (plano sustentador do CEiiA-UAS05), de uma combinação possível dos parâmetros anteriormente referidos. A Secção 2.1.2, descreve de que forma a razão de aspeito, afilamento, enflechamento, torção e diedro afetam a sustentação e a sua distribuição ao longo da envergadura. De realçar que o estudo da distribuição de sustentação inicia-se com a incorporação do perfil obtido na Secção 4.3, na geometria da asa original do CEiiA-UAS05. O processo de projeto nesta fase consiste em variar estes valores tendo em conta os conceitos revistos e os resultados já alcançados, até encontrar uma solução satisfatória capaz de definir um plano sustentador que cumpra o compromisso entre a eficiência e o seu comportamento de perda aerodinâmica.

Tabela 3.3 Medidas da asa original do CEiiA-UAS05 em XFLR5

Y	Corda	$X_{offset_i}$	Diedro	Torção	Perfil
[m]	[m]	[m]	[°]	[°]	9,01
0	0,25	0,00	2	0	AG40d-02
0,3	0,243	0,005	2	0	AG40d-02
0,6	0,223	0,02	2	0	AG41d-02
0,9	0,189	0,045	2	0	AG42d-02
1,2	0,141	0,08	2	-0,25	AG42d-02
1,5	0,08	0,125	0	-0,50	AG43d-02

Tal como o plano sustentador original, pretende-se que o novo plano sustentador tenha enflechamento progressivo em relação à linha de enflechamento nulo (linha da dobradiça de *flaperons*). Esta é implementada através do cálculo da distância do bordo de ataque até ao eixo de referência da envergadura, que passa pelo bordo de ataque da raiz da asa, para cada secção da superfície sustentadora, segundo a Equação 3.72. A equação é definida assumindo que a linha de enflechamento nulo da nova asa, coincide com a linha de enflechamento nulo da asa original (20%c). Contudo, esta poderá ser retificada após o estudo da corda do *flap* para o novo plano sustentador.

$$X_{offset_i} = 0,8C_r - 0,8C_i \quad (3.72)$$

Faz-se também um estudo relativamente ao número de trechos de afilamento constante ao longo da envergadura de forma a ter uma superfície refinada, providenciando resultados mais fiáveis uma vez que se pretende que as variações de corda, incidência, enflechamento e diedro sejam contínuas ao longo da envergadura.

## 4 Resultados

### 4.1 Limites para a Envergadura e a Corda Média Aerodinâmica de novas Asas para o CEiiA-UAS05

De acordo com os critérios descritos na Secção 3.4, estudou-se a limitação dos valores possíveis para as soluções de novas asas que em termos de valores de envergadura e a corda média aerodinâmica cumpram os requisitos I e II do projeto (Secção 1.4). Utilizando as Equações definidas na Secção 3.4 ( $b_1$ ,  $b_2$ ,  $b_3$  e  $b_4$ ), construiu-se o gráfico da Figura 4.1. A envergadura máxima possível (3 m), é definida pelo requisito II do projeto. A envergadura mínima, segundo o gráfico da Figura 4.1, é de aproximadamente 1,5 m. No que concerne aos limites da corda média aerodinâmica, são: 0,206 m, para o limite inferior e 0,36 m, para o limite superior. De realçar ainda no gráfico da Figura 4.1, que quando a corda tende para o limite superior, a envergadura converge para o respetivo limite inferior, e que quando diminui, a envergadura converge para o limite superior. A região das possíveis combinações de  $b$  e  $c$  para o novo plano sustentador encontra-se realçada no gráfico Figura 4.1.

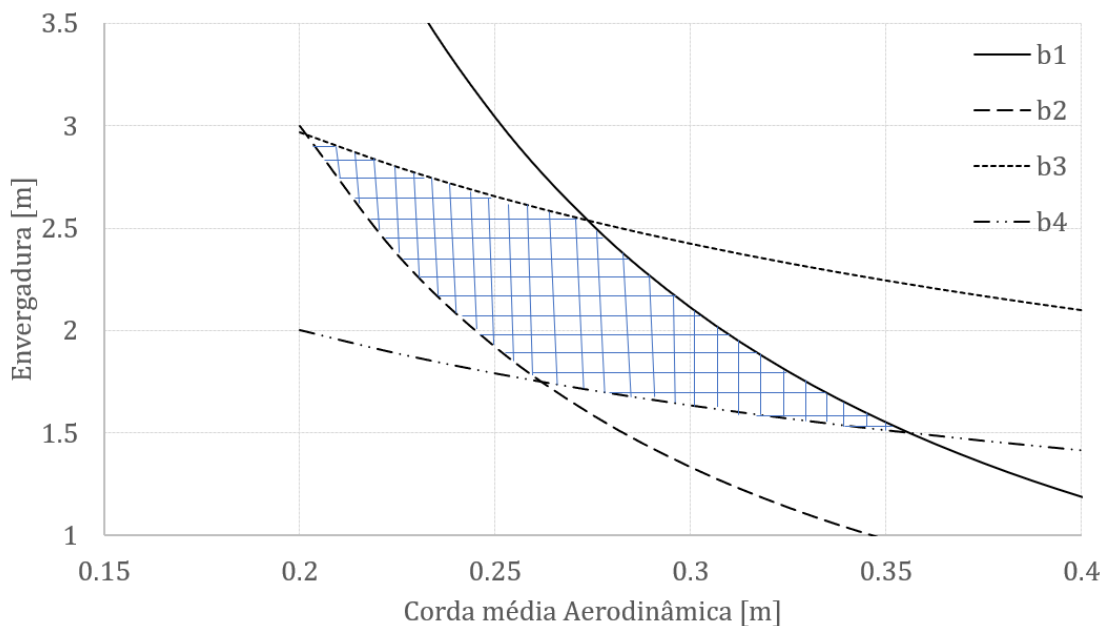


Figura 4.1 Identificação dos limites inferiores e superiores para  $b$  e  $\bar{c}$ .

### 4.2 Resultados do Estudo Paramétrico

Para a seleção do coeficiente de sustentação ótimo de projeto, começou-se por considerar as dimensões geométricas da asa original do CEiiA-UAS05 ( $b = 3 \text{ m}$  e  $\bar{c} = 0,205 \text{ m}$ ). Utilizando as funções-objetivo  $F_1$  e  $F_2$ , construíram-se os gráficos das Figura 4.2 e Figura 4.3, para análise e seleção do coeficiente de sustentação de projeto. Nos gráficos constam ainda

as curvas obtidas a partir das equações apresentadas na Secção 3.3 (Equação 3.9 e 3.10), para a autonomia e o alcance respetivamente, de forma a ajudar na seleção dos novos parâmetros.

De acordo com o gráfico da Figura 4.2, o coeficiente de sustentação que proporciona o maior valor da função-objetivo  $F_1$  (Equação 3.3), é de 0,726. Este valor não difere muito do valor de coeficiente de sustentação ótimo de 0,816, identificado a partir da equação do alcance (Equação 3.10). Segundo a mesma equação de alcance, para as condições de  $\bar{c} = 0,205 m$ ,  $b = 3m$   $C_L = 0,816$ , obtém-se um valor máximo de alcance de aproximadamente 42 km.

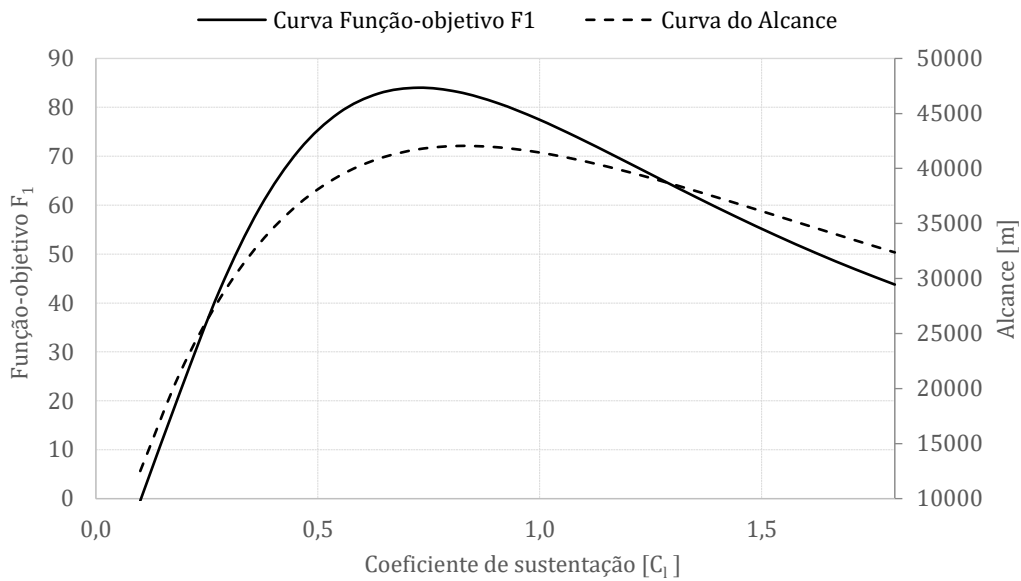


Figura 4.2 Identificação do  $C_{L_{ótimo}}$  :  $b = 3 m$  e  $\bar{c} = 0,205 m$ .

No gráfico da Figura 4.3, a função-objetivo  $F_2$ , Equação 3.4, indica que o coeficiente de sustentação ótimo é de 0,958. Apresenta ainda um decréscimo suave, para coeficientes de sustentação maiores que 0,958. No mesmo gráfico, analisando agora a variação da autonomia (Equação 3.9) com o coeficiente de sustentação, percebe-se que este atinge o máximo quando o coeficiente de sustentação é igual a 1,463, porém não apresenta uma variação significativa a partir do  $C_l$  de aproximadamente 1,2. A Tabela 4.1, resume os coeficientes de sustentação identificados na análise para as funções-objetivo  $F_1$  e  $F_2$ , alcance e autonomia. Apresenta ainda a envergadura e a corda média aerodinâmica ótima, assim como os valores máximos das respetivas funções identificados ao longo da análise.

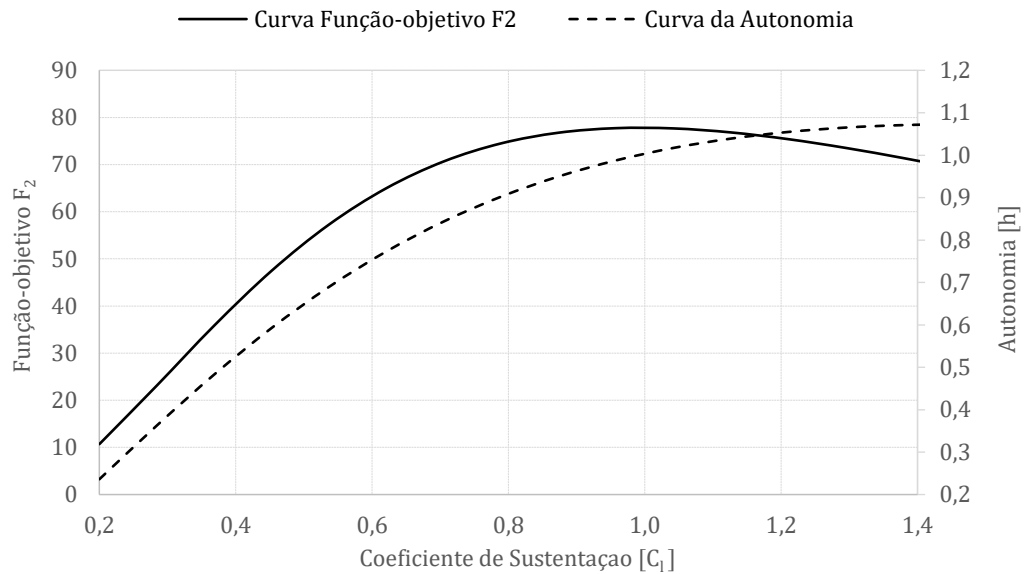


Figura 4.3 Identificação do  $C_{L\acute{o}timo}$  :  $b = 3\text{ m}$  e  $\bar{c} = 0,205\text{ m}$ .

Tabela 4.1 Resumo dos resultados do estudo paramétrico

$C_{L\acute{o}timo}$	0,726	0,958	1,463	0,816
<b>Funções</b>	$F_1$	$F_2$	Autonomia	Alcance
$b_{\acute{o}timo}$ [m]	3,5	3,5	3,5	3,5
$\bar{c}_{\acute{o}timo}$ [m]	0,19	0,144	0,174	0,15
Valores Máximos ( $b=3\text{ m}$ ; $\bar{c}=0,205\text{ m}$ )	84,01	77,74	1,07 [h]	42 [km]

Para averiguar a envergadura ótima, construíram-se os gráficos da Figura 4.4 e Figura 4.5, utilizando os valores de  $C_{L\acute{o}timo}$  identificados na Tabela 4.1. Optou-se por representar nos gráficos, as curvas para  $\bar{c}_{min} = 0,21\text{ m}$  e  $\bar{c}_{m\acute{a}x} = 0,38\text{ m}$ , obtidos na Secção 4.1. Constata-se, que tanto as funções-objetivo  $F_1$  e  $F_2$ , como o alcance e a autonomia, aumentam significativamente com a envergadura, sem que exista um ponto máximo no interior do intervalo de solução. Esta situação acontece para ambos os valores de corda média aerodinâmica considerados, com as curvas a atingirem maior valor para a corda  $\bar{c}_{min}$ . A envergadura ótima indicada para as funções-objetivo  $F_1$  ( $C_{L\acute{o}timo} = 0,7296$ ) e  $F_2$  ( $C_{L\acute{o}timo} = 0,958$ ), alcance ( $C_{L\acute{o}timo} = 0,816$ ) e autonomia ( $C_{L\acute{o}timo} = 1,463$ ), é o valor máximo apresentado no eixo horizontal,  $b = 3,5\text{ m}$ . Sendo assim, tendo em consideração os resultados da Secção 4.1, a envergadura a adotar para a nova superfície sustentadora é de 3 m, devido à limitação imposta pela utilização da cauda original do CEiiA-UAS05.

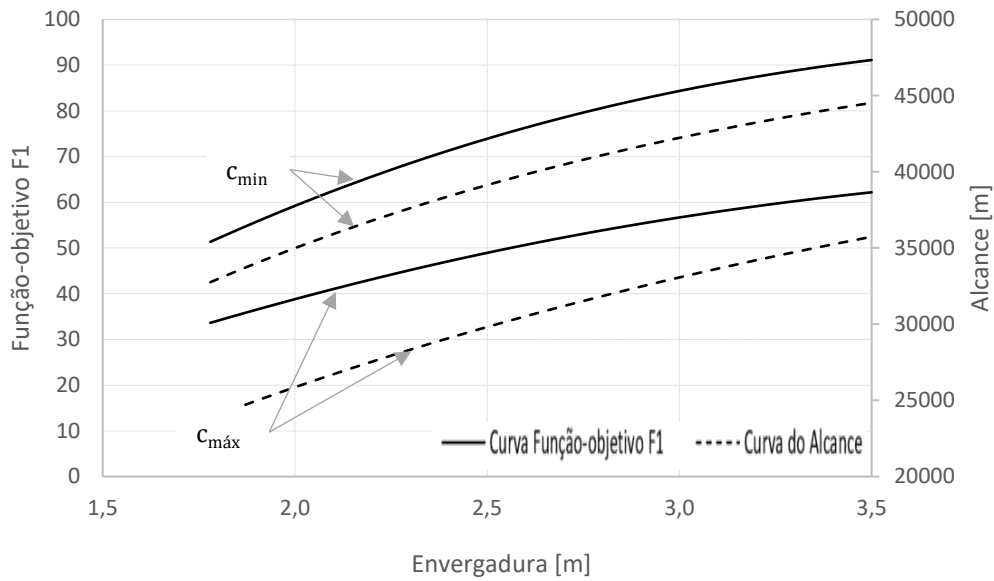


Figura 4.4 Identificação do  $b_{\text{ótimo}}$  função-objetivo  $F_1$  e alcance:  $\bar{c}_{\text{min}} = 0,21 \text{ m}$ ;  $\bar{c}_{\text{máx}} = 0,38 \text{ m}$ .

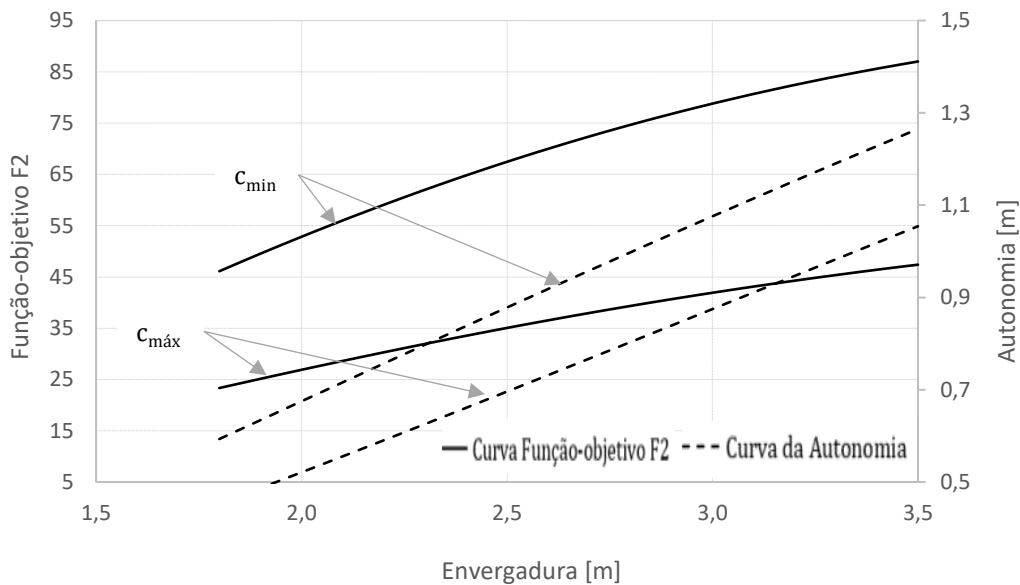


Figura 4.5 Identificação do  $b_{\text{ótimo}}$  função-objetivo  $F_2$  e autonomia:  $\bar{c}_{\text{min}} = 0,21 \text{ m}$ ;  $\bar{c}_{\text{máx}} = 0,38 \text{ m}$ .

Relativamente à seleção da corda média aerodinâmica ótima, esta é feita da mesma forma, fixando as restantes variáveis de projeto. Segundo os resultados apresentados no gráfico da Figura 4.6, a corda média aerodinâmica ótima para as condições de  $b = 3 \text{ m}$  e  $C_{L\text{ótimo}} = 0,726$ , é de  $0,19 \text{ m}$ , para a função-objetivo  $F_1$ . Por outro lado, segundo a curva do alcance, obtém-se uma corda média aerodinâmica ótima de  $0,15 \text{ m}$ , para as condições de  $b = 3 \text{ m}$  e  $C_{L\text{ótimo}} = 0,816$ .

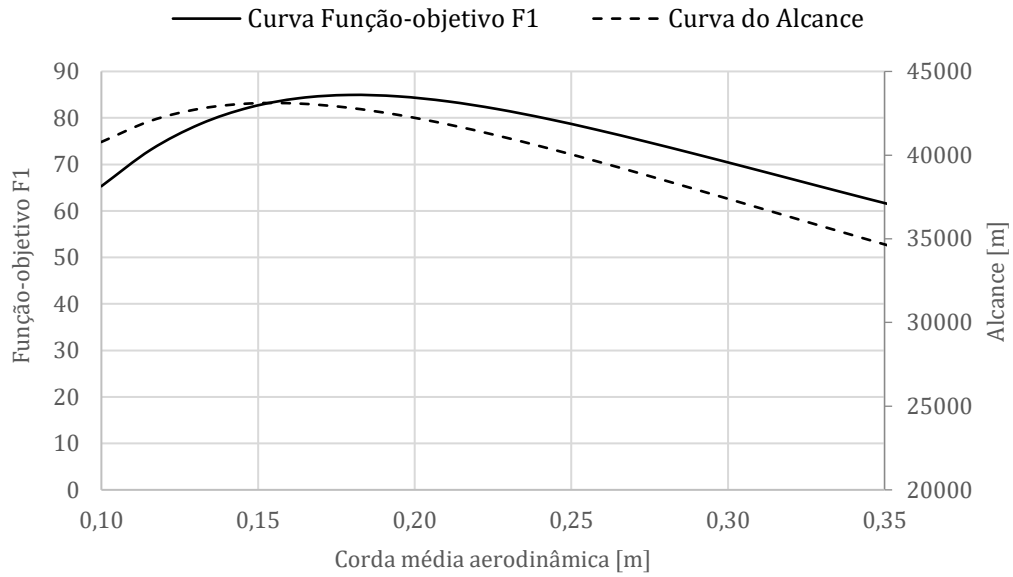


Figura 4.6 Identificação do  $\bar{c}_{\acute{o}timo}$  função-objetivo  $F_1$  e alcance:  $b = 3\text{ m}$ .

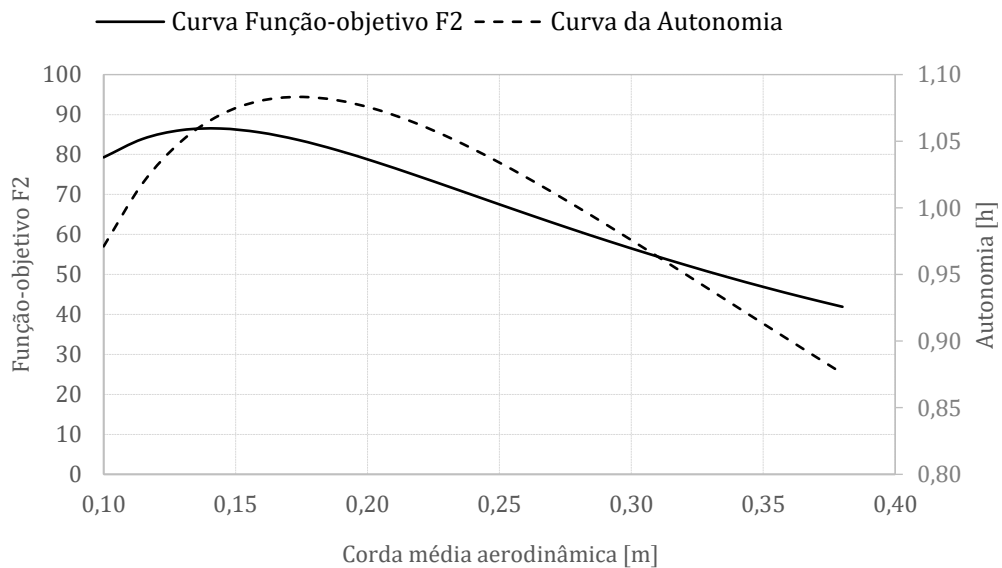


Figura 4.7 Identificação do  $\bar{c}_{\acute{o}timo}$  função-objetivo  $F_2$  e autonomia:  $b = 3\text{ m}$ .

Para a função-objetivo  $F_2$ , segundo o gráfico da Figura 4.7 e as condições de  $b = 3\text{ m}$  e  $C_{L_{\acute{o}timo}} = 0,958$ , a corda média aerodinâmica ótima é de 0,144 m. Relativamente à curva da autonomia presente no gráfico da Figura 4.7, para as condições de  $b = 3\text{ m}$  e  $C_{L_{\acute{o}timo}} = 1,46$ , esta indica uma corda média aerodinâmica ótima de aproximadamente 0,174 m. Os valores de corda média aerodinâmica ótima identificados na análise, são inferiores ao limite mínimo possível estabelecido na Secção 4.1, logo assume-se o valor de 0,206 m como a corda média aerodinâmica ótima para o novo plano sustentador, segundo as funções-objetivo  $F_1$  e  $F_2$ .

Após a análise dos resultados do estudo comparativo, conclui-se que com um perfil alar, com bom funcionamento no intervalo de coeficientes de sustentação [0,726 - 1,463], é possível obter um plano sustentador com bom compromisso entre a autonomia e o alcance, tendo em conta que se identificou uma corda média aerodinâmica de projeto e uma envergadura de projeto comum, para a maximização das funções-objetivo,  $F_1$  e  $F_2$ . Para que esta opção seja possível, o primeiro obstáculo a ser ultrapassado é desenvolver um perfil com bom funcionamento a altos coeficientes de sustentação comparando com o perfil alar de referência descrito na Seção 3.5. Mais especificamente, o perfil alar para esta nova asa deverá proporcionar melhor desempenho do que o perfil de referência, mantendo valores mais elevados de  $C_l/C_d$  a coeficientes de sustentação moderados e  $C_l^{3/2}/C_d$  mais elevados a altos coeficientes de sustentação no intervalo [0,7-1,4], sem afetar significativamente a velocidade máxima do CEiiA-UAS05 original e para isso o perfil alar tem de ter também, um funcionamento razoável a baixos coeficientes de sustentação em torno de 0,3.

### 4.3 Perfil Alar do novo Plano Sustentador

Na secção 3.5, seleccionou-se o perfil alar S9000, como um perfil mais adequado do que o perfil de referência para o novo plano sustentador do CEiiA-UAS05. Aplicando a metodologia apresentada na mesma secção, obteve-se o novo perfil de asa apresentado na Figura 4.8. Na figura, consta ainda a geometria do perfil S9000, de modo a destacar a diferença nas curvas do intradorso e do extradorso. É possível ver, que se obteve um perfil ligeiramente menos espesso, mas com um ângulo de bordo de fuga maior. As curvas de intradorso dos dois perfis, diferem consideravelmente, enquanto no extradorso a diferença é pequena, aumentando ao longo da corda. A espessura relativa, diminuiu de 9,01% para 8,57%, uma diminuição de aproximadamente 5%, no entanto, o perfil final, LM8570, continua mais espesso do que o perfil de referência, AG40d-02f. A posição de  $(t/c)_{max}$  do perfil LM8570, 28,29 %c, não difere muito da posição de  $(t/c)_{max}$  do S9000. A Tabela 4.2, dispõe numericamente as características geométricas do perfil de referência, perfil inicial e do perfil final para o novo plano sustentador.

Tabela 4.2 Características geométricas: AG40d-02f, S9000 e LM8570

Características Geométricas	AG40d-02f	S9000	LM8570
t/c (%)	8	9,01	8,57
Localização $t_{max}/c$ (%c)	27,27	28,28	28,29
Curvatura (%)	2,02	2,37	2,58
Localização curvatura (%c)	38,38	41,41	40,41

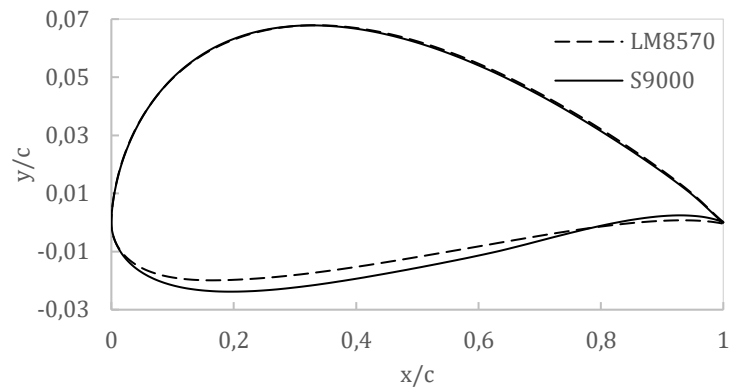


Figura 4.8 Geometria do perfil inicial S9000 e o obtido, LM8570.

As curvas de transição do extradorso e intradorso obtidas para o novo perfil alar LM8570, estão representadas no gráfico da Figura 4.9. No extradorso, o perfil LM8570 apresenta uma camada limite laminar mais extensa ao longo de quase toda a gama de  $C_l$ , com exceção ao intervalo  $[0,9 - 1]$ , em que apresentam uma camada limite laminar similar. No intradorso, abaixo de um  $C_l$  de 0,2, o perfil LM8570 tem a camada limite laminar menos extensa. Acima do valor referido, este apresenta uma camada laminar mais extensa. A transição da camada limite laminar a turbulenta do perfil LM8570 ocorre num  $C_l$  de aproximadamente 0,33, enquanto, o do perfil S9000 dá-se a aproximadamente 0,41.

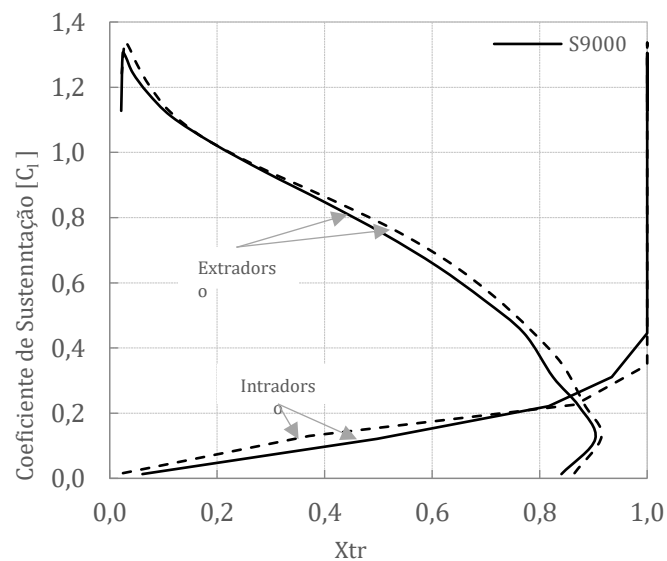


Figura 4.9 Curvas de transição: S9000 e LM8570;  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$ .

Analisando graficamente o desempenho dos dois perfis, tem-se que para o coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, gráfico da Figura 4.10, o novo perfil: LM8570, apresenta uma melhoria quase absoluta em relação ao S9000, para  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$ . O perfil LM8570 atinge um  $C_{l\text{máx}}$  de 1,33, uma melhoria de aproximadamente 3%, e apresenta também uma perda menos abrupta do que o perfil S9000. O Coeficiente de sustentação do

novo perfil (LM8570) para ângulo de ataque igual a zero apresenta também uma ligeira melhoria, aumentou de 0,31 para 0,35. O ângulo de coeficiente de sustentação máximo manteve-se praticamente a mesma.

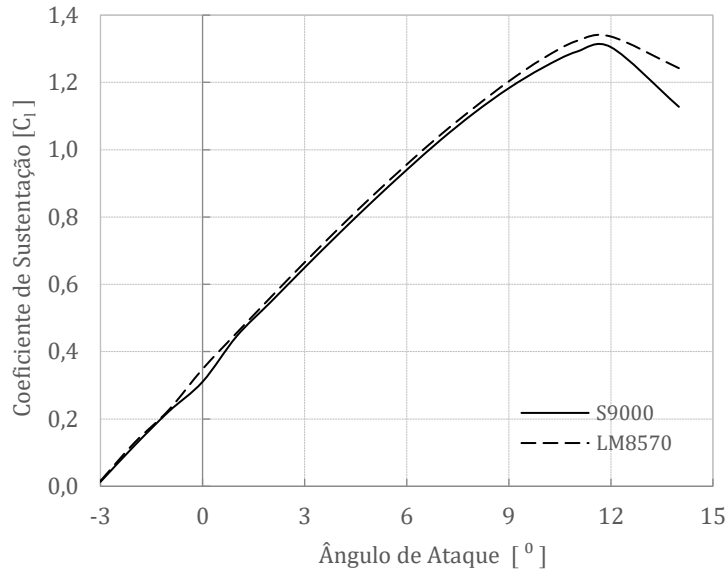


Figura 4.10 Coeficiente de sustentação: S9000 e LM8570;  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$ .

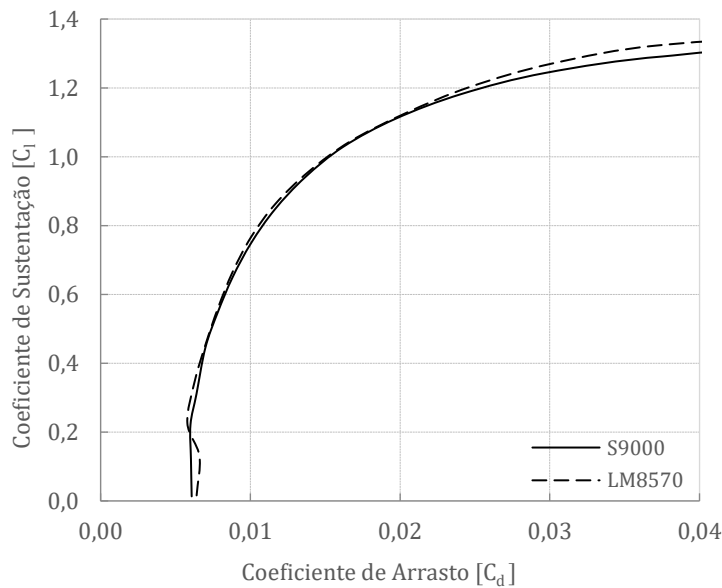


Figura 4.11 Polar de arrasto: S9000 e LM8570;  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$

No que respeita à polar de arrasto, gráfico da Figura 4.11, os perfis apresentam um comportamento muito semelhante, com um  $C_{d_{min}}$ , muito semelhante um do outro. O  $C_{d_{min}}$  do perfil LM8570 é de 0,00587, enquanto o do perfil S9000, é de 0,00600. O coeficiente de sustentação para os dois valores de  $C_{d_{min}}$  é de aproximadamente 0,21. De acordo com o

gráfico da Figura 4.11, pode-se prever uma pequena melhoria na eficiência aerodinâmica do perfil desenvolvido. Acima de  $C_l = 1,1$ , o coeficiente de sustentação produzido pelo perfil LM8570 é maior do que a produzida pelo perfil S9000, para o mesmo coeficiente de arrasto, enquanto para coeficientes de sustentação inferiores a 0,2, o novo perfil tem maior coeficiente de arrasto para o mesmo valor de coeficiente de sustentação.

Em relação ao coeficiente de momento de arfagem a  $\frac{1}{4}$  da corda, gráfico da Figura 4.12, vê-se que a magnitude da curva do perfil S9000 é menor do que a do perfil LM8570, e que as mesmas diminuem até os perfis atingirem o seu respectivo ângulo de coeficiente de sustentação máximo. O perfil S9000 atinge uma magnitude mínima de coeficiente de momento de 0,024, enquanto o LM8570 atinge um mínimo de 0,026, correspondendo a um incremento de 8% no novo perfil. De destacar a região de ângulo de ataque igual a  $0^\circ$ , em que a diferença entre as duas curvas é maior, com o perfil S9000 a ter um coeficiente de momento de -0,066, enquanto o perfil LM8570 apresenta -0,073. Apesar de o novo perfil ser inferior ao S9000 em termos de coeficiente de momento de arfagem, note-se que a solução de envergadura e corda média aerodinâmica para a novo desenho de asa do CEiiA-UAS05 corresponde ao máximo valor aceitável de coeficiente de volume de empenagem horizontal.

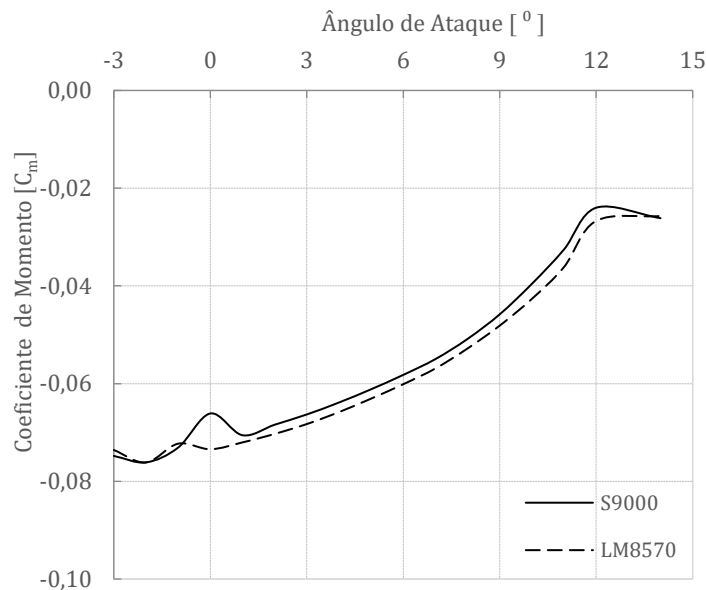


Figura 4.12 Coeficiente de momento de arfagem: S9000 e LM8570;  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$ .

As curvas da eficiência aerodinâmica,  $\left(\frac{C_l}{C_d}\right)$  e  $(C_l^3)/C_d$  encontram-se apresentadas nos gráficos da Figura 4.13 e da Figura 4.14, respetivamente. Em termos de eficiência aerodinâmica, o perfil LM8570 apresenta um  $(C_l/C_d)_{máx}$  de aproximadamente 76, 2,4 % maior que o S9000. O envelope de  $C_l$  alargou-se para a direita, melhoria justificada pelo facto do perfil LM8570 ter um  $C_{l\,máx}$  maior. O perfil LM8570, é absolutamente superior ao S9000 em termos de eficiência aerodinâmica no intervalo de operação do CEiiA-UAS05. Relativamente

às curvas  $(C_l^{3/2})/C_d$ , o valor máximo aumentou de 67 para 68,7, um aumento de 2,5%. O envelope de  $C_l$  alargou-se novamente para a direita, permitindo ao perfil alar LM8570 operar a maiores valores de coeficientes de sustentação.

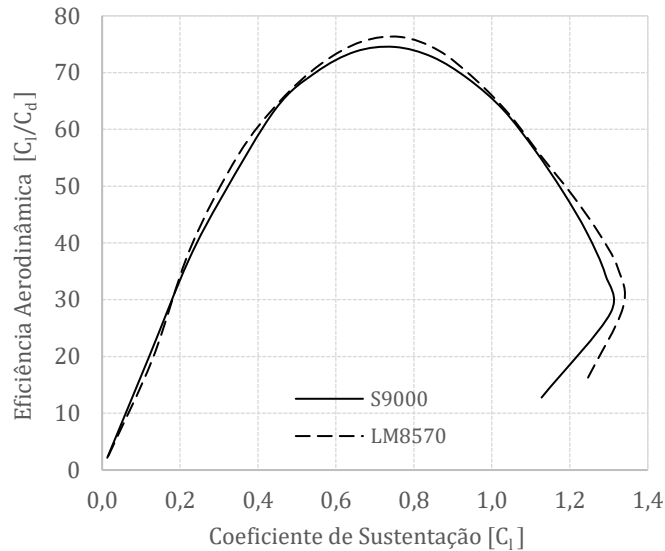


Figura 4.13 Eficiência aerodinâmica: S9000 e LM8570;  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$ .

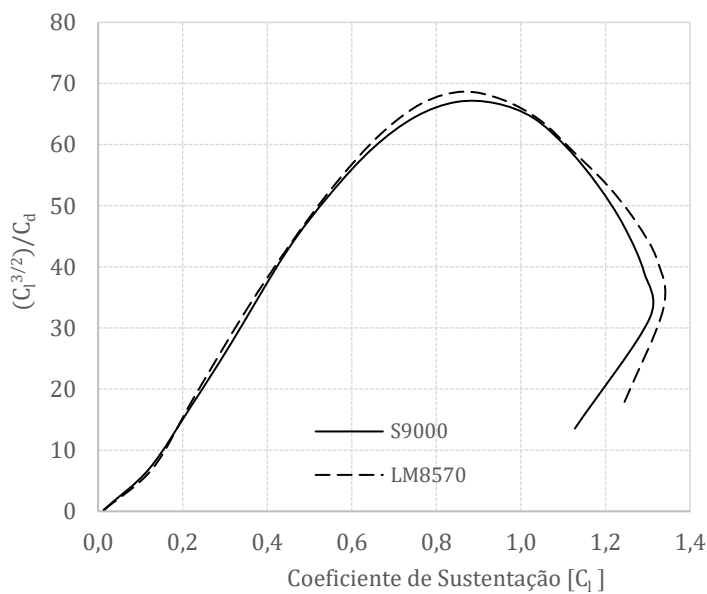


Figura 4.14 Curvas  $(C_l^{3/2})/C_d$ : S9000 e L8570;  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$ .

Tendo em conta a Tabela 4.3, no que concerne às principais características aerodinâmicas, o perfil alar desenvolvido: LM8570 apresenta-se como o mais eficiente. Comparando o mesmo com o perfil de referência (AG40d-02f), conseguiu-se um aumento de aproximadamente 9% no  $C_{l\text{máx}}$ , 10% no  $(C_l/C_d)_{\text{máx}}$  e aproximadamente 13% no  $(C_l^{3/2}/C_d)_{\text{máx}}$ .

Tabela 4.3 Características aerodinâmicas: AG40d-02f, S9000 e LM8570;  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$

Características	AG40d-02f	S9000	LM8570
$\alpha_s$ ( $^\circ$ )	12	12	12
$C_{l_{m\acute{a}x}}$	1,12	1,3	1,34
$C_{d_{min}}$	0,0055	0,006	0,0058
$C_{l_{C_{d_{min}}}}$	0,1	0,22	0,23
$(C_l/C_d)_{m\acute{a}x}$	69,6	74,5	76,3
$(C_l^{3/2}/C_d)_{m\acute{a}x}$	61	67	68,7

- *Flaps*

Tendo em conta a finalidade do CEiiA-UAS05, e a necessidade de ter um desempenho a diferentes velocidades, estudou-se a adição de *flaps* ao perfil alar LM8570. Este dispositivo, possibilita a variação da geometria (curvatura) do perfil, permitindo que a aeronave alargue a gama de coeficientes de sustentação (gama de velocidades), mantendo o ângulo de ataque, e, por conseguinte, atitude da aeronave a qualquer velocidade de cruzeiro para recolha dos dados (vídeos, imagens, etc).

Primeiramente, fez-se um estudo relativamente à corda do *flap*. As análises foram feitas a Reynolds de  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$ , com uma deflexão do *flap* de  $10^\circ$  para as posições de 70%, 75%, 80% e 85%, relativamente à corda com a união a ser feita no intradorso relativamente à espessura relativa. Os gráficos de coeficiente de sustentação máxima a), eficiência aerodinâmica máxima b) e  $(C_l^{3/2}/C_d)_{m\acute{a}x}$  c), encontram-se representados na Figura 4.15. Em relação ao  $C_{l_{m\acute{a}x}}$ , gráfico a), não se nota muita diferença, para os *flaps* com corda de 30 %, 25% e 20% de corda. Contudo, a colocação do *flap* a 70% da corda, parece ser a que permite alcançar o maior  $C_{l_{m\acute{a}x}}$ , 1,54, ainda que com pouca diferença para os outros dois. O *flap* com 15% de corda é o que apresenta o menor valor de  $C_{l_{m\acute{a}x}}$ , 1,48. O gráfico b) da Figura 4.15, apresenta a eficiência aerodinâmica máxima alcançado pelo perfil com as diferentes cordas de *flap*. A colocação do *flap* a 80% e a 85% da corda revelam-se como os mais eficientes, com um  $(C_l/C_d)_{m\acute{a}x}$  de aproximadamente 92. Já o *flap* a 70% da corda apresenta-se como o de menor eficiência aerodinâmica máxima, aproximadamente 74. Relativamente ao  $C_l^{3/2}/C_d$ , gráfico d) da Figura 4.15, o *flap* localizado a 80% da corda revela-se como o mais eficiente com um  $(C_l^{3/2}/C_d)_{m\acute{a}x}$  de aproximadamente 94, 14% superior ao atingido quando se tem o *flap* localizado a 70% da corda,  $(C_l^{3/2}/C_d)_{m\acute{a}x} = 82$ .

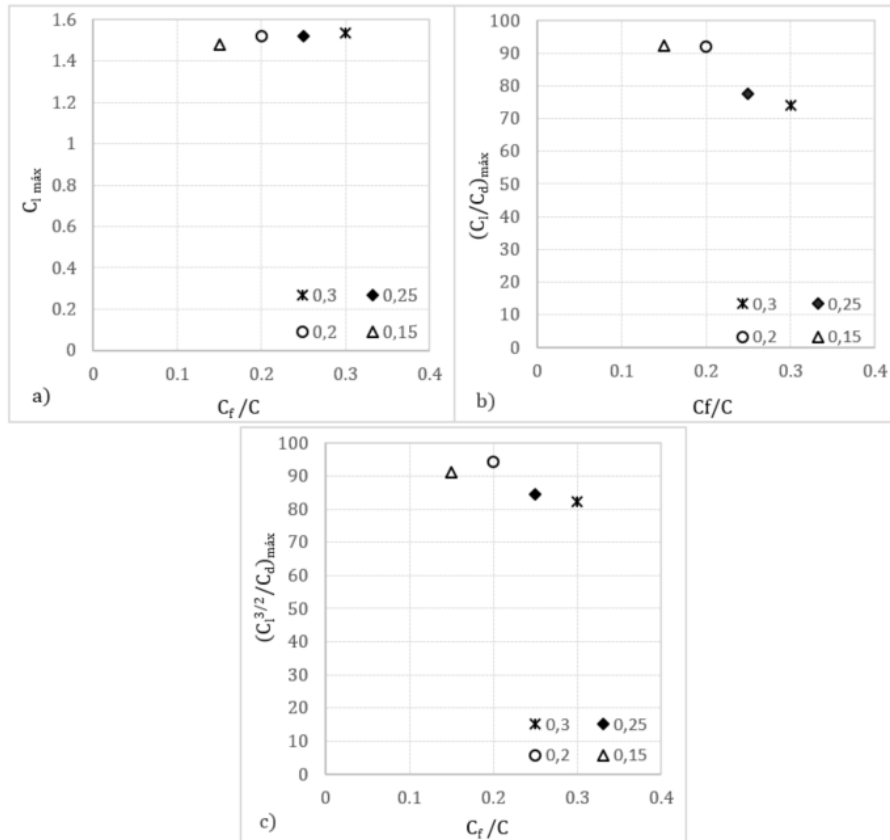


Figura 4.15 Estudo da Corda do *flap*:  $\delta = 10^\circ$  e  $C_f/c$  igual a 30%, 25%, 20% e 15%.  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$ .

Tendo em conta a análise dos gráficos da Figura 4.15, conclui-se que o *flap* localizado a 80% da corda é a opção que oferece melhores resultados em termos de eficiência aerodinâmica e de  $(C_l^{3/2}/C_d)$  para a o perfil alar LM8570.

Após identificar o ponto ótimo de união do *flap* com a asa, inicia-se o estudo da variação do desempenho do perfil LM8570 relativamente à deflexão do *flap*. No ANEXO B, encontram-se os gráficos da comparação dos perfis LM8570, S9000 e AG40d-02f, com variação da deflexão de *flaps*. A partir dos mesmos, percebe-se que o perfil AG40d-02f com *flap*, é mais eficiente a baixos valores de coeficiente de sustentação, enquanto o LMR8570 e o S9000 (com *flaps*), são mais eficientes a operar a médios e altos valores de coeficiente de sustentação.

O gráfico da Figura 4.16, apresenta a eficiência aerodinâmica do perfil LM8570, com deflexão do *flap* de  $-6^\circ$ ,  $-4^\circ$ ,  $-2^\circ$ ,  $2^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $8^\circ$ ,  $10^\circ$  e  $12^\circ$ . Utilizou-se o resultado previamente obtido para a corda do *flap* (20 %). No que toca ao gráfico da Figura 4.16, é possível concluir que a deflexão negativa (para cima) é benéfica apenas para coeficientes de sustentação inferiores a 0,16, visto que estas apresentam uma eficiência aerodinâmica menor que a do

perfil LM8570 sem deflexão ( $0^\circ$ ), para coeficiente de sustentação acima desse valor. No entanto, não é expectável que o avião opere com um coeficiente de sustentação tão baixo. Quanto às deflexões positivas, estas são benéficas quando se pretende operar a coeficiente de sustentação maior que 0,5. De realçar também que, a partir da deflexão de  $8^\circ$ , apesar do aumento do  $C_{l\text{máx}}$ , a eficiência aerodinâmica máxima do perfil tende a diminuir, e o envelope de  $C_l$  onde o desempenho se mantém num alto nível tende a estreitar-se. A eficiência aerodinâmica máxima é alcançada com a deflexão do *flap* a  $8^\circ$ ,  $(C_l/C_d)_{\text{máx}_{\text{flap}_{8^\circ}}} = 94$ , enquanto o coeficiente de sustentação máximo é alcançado com o *flap* a  $12^\circ$ ,  $C_{l\text{máx}_{\text{flap}_{12^\circ}}} = 1,54$ .

No gráfico da Figura 4.17, encontra-se representado o envelope de eficiência aerodinâmica em função do coeficiente de sustentação que se obtém com a deflexão positiva dos *flaps*. Conclui-se que a adição deste dispositivo permite ao perfil LM8570 aumentar a sua eficiência aerodinâmica para valores de  $C_l$  acima de 0,5, alargando a gama de operação de coeficientes de sustentação e podendo melhorar significativamente o desempenho do CEiiA UAS05 se forem adotados *flaperons* em toda a extensão da nova asa. Os resultados para o desempenho do perfil alar equivalente com a adição desse dispositivo encontram-se na Figura 4.17.

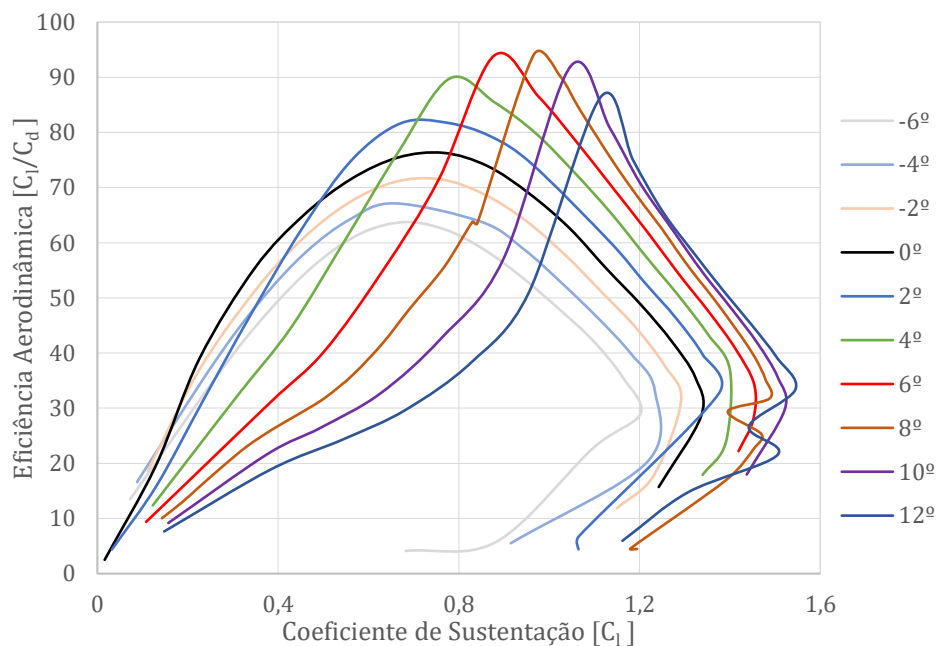


Figura 4.16 Curvas de  $C_l/C_d$  do perfil LM8570 com *flap* ( $c_f/c = 20\%$ ) defletido a,  $-6^\circ$ ,  $-4^\circ$ ,  $-2^\circ$ ,  $2^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $8^\circ$ ,  $10^\circ$  e  $12^\circ$ :  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$ .

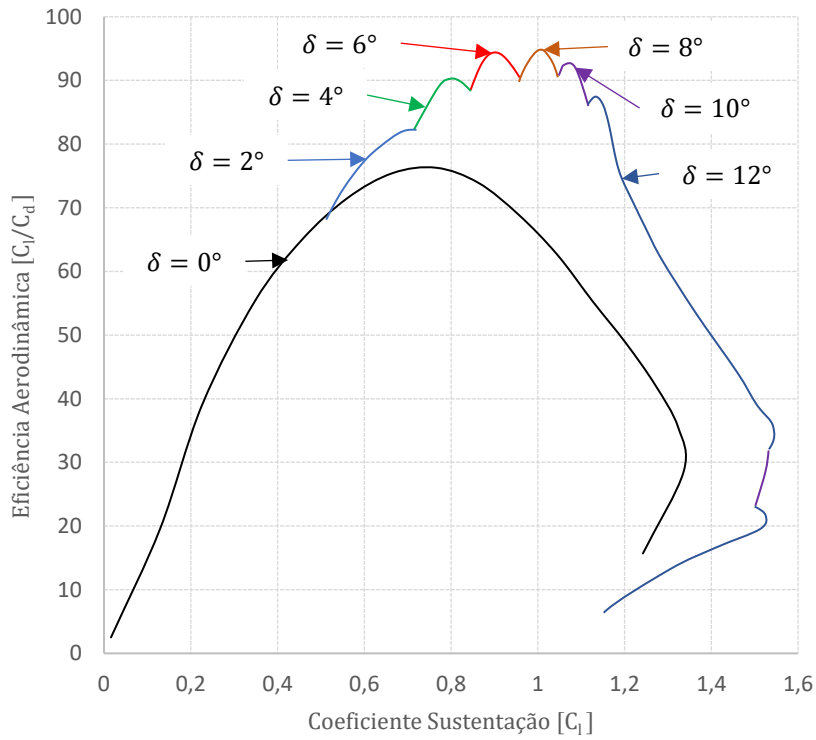


Figura 4.17 Envelope de eficiência aerodinâmica do perfil LM8570 após adição de *flaps*

$$Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$$

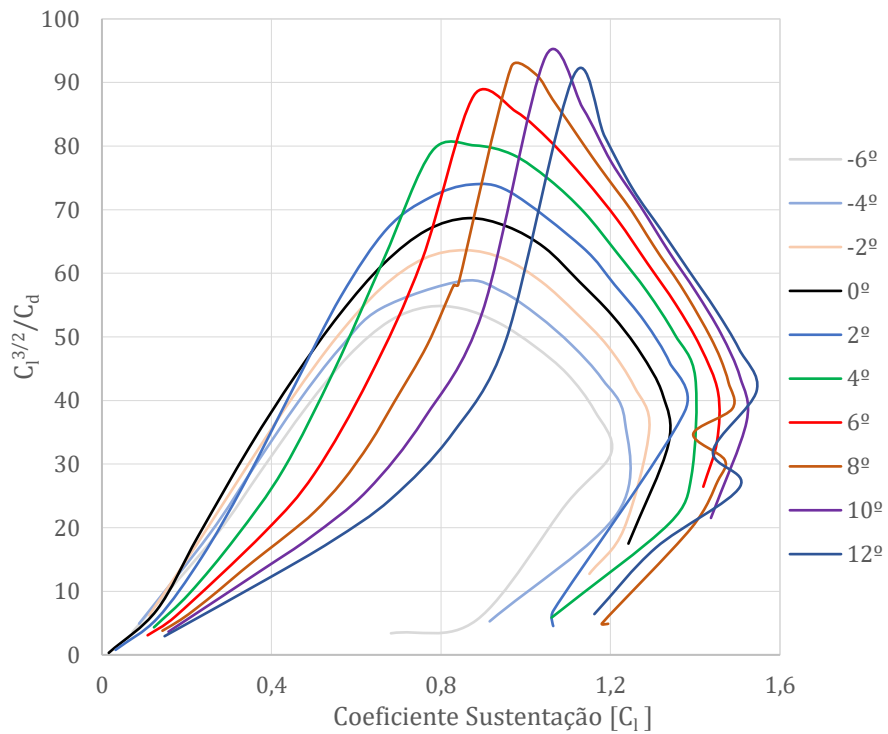


Figura 4.18 Curvas  $(C_l^{3/2}/C_d)$  do perfil LM8570 com *flap* defletido a  $-6^\circ$ ,  $-4^\circ$ ,  $-2^\circ$ ,  $2^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $8^\circ$ ,  $10^\circ$  e  $12^\circ$ :  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$ .

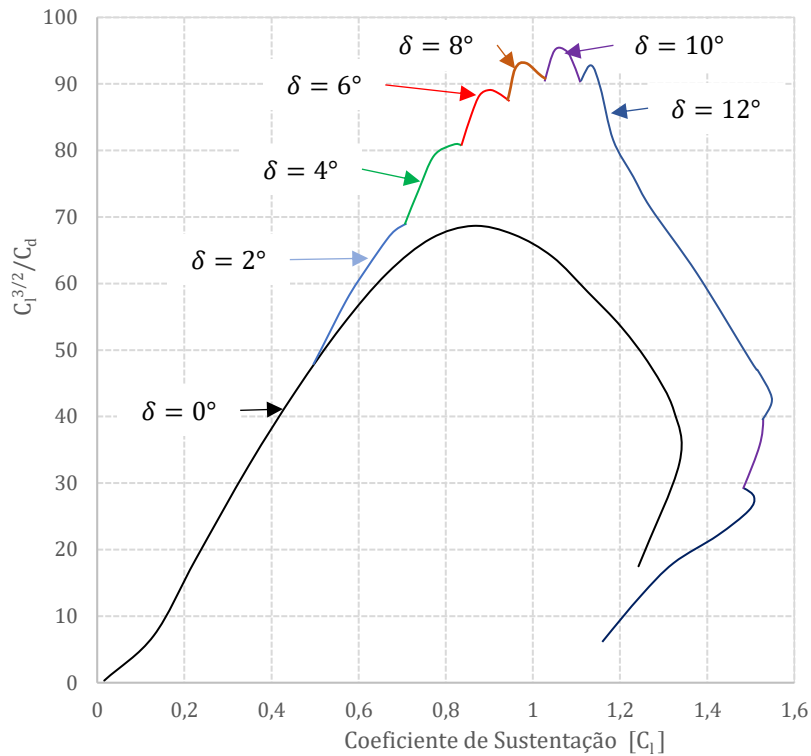


Figura 4.19 Envelope de  $(C_l^{3/2}/C_d)$  do perfil LM8570 após adição de *flaps*:  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$ .

Relativamente às curvas de  $(C_l^{3/2}/C_d)$ , estas estão representadas nos gráficos da Figura 4.18 e da Figura 4.19, onde vê-se que a deflexão negativa do *flap* não é favorável, exceto para uma melhoria marginal que ocorre a coeficientes de sustentação abaixo de 0,16. A partir do coeficiente de sustentação de 0,5, o uso do *flap* já é benéfico. A deflexão que permite atingir o maior valor de  $(C_l^{3/2}/C_d)_{máx} = 94$ , é a deflexão de  $10^\circ$ .

#### 4.4 Distribuição da Corda, Ângulo de Incidência, Enflechamento e Diedro ao longo da Envergadura

Após a aplicação da metodologia descrita na Secção 3.6, obteve-se o plano sustentador final apresentado na Figura 4.20. O plano sustentador final apresentado, tem uma envergadura de 3 m e uma corda média aerodinâmica de aproximadamente 0,209 m. O plano sustentador apresenta enflechamento progressivo em torno do eixo de enflechamento nulo a 80% da corda para colocação da articulação de *flaperons* em toda a envergadura. Esta característica foi incutida através do calculo do offset de cada secção da superfície sustentadora a partir da Equação 3.72.

A Tabela 4.4 apresenta as dimensões que definem o novo plano sustentador do CEiiA-UAS05. Como se pode ver na última coluna da Tabela 4.4, utilizou-se um único perfil para todas as secções e um ângulo de diedro de  $2^\circ$ , a começar na raiz. O plano sustentador final

tem uma razoável torção geométrica (*washout*) a partir da segunda secção. A coluna dos painéis mostra o nível de refinação da malha seleccionada para as análises. Selecionou-se o nível de refinamento, visto que uma malha com o dobro dos painéis, apresentou resultados de desempenho da asa semelhantes com diferenças de menos de 1% relativamente à malha adotada e apresentada na Tabela 4.4.

Tabela 4.4 Dimensões finais do novo plano sustentador em XFLR5 (Dis representa a distribuição dos painéis)

Y							
[m]							
0	0,24	0,00	2	0	Perfil		LM8570
0,5	0,231	7,360	2	0			LM8570
0,890	0,210	24	2	22 (Cos)	-0,88	14 (Cos)	LM8570
1,150	0,170	55,8	2	22 (Cos)	-1,20	10 (Cos)	LM8570
1,380	0,127	89,98	2	22 (Cos)	-1,70	6 (Cos)	LM8570
1,5	0,08	128	2	22 (Cos)	-2	6 (Cos)	LM8570

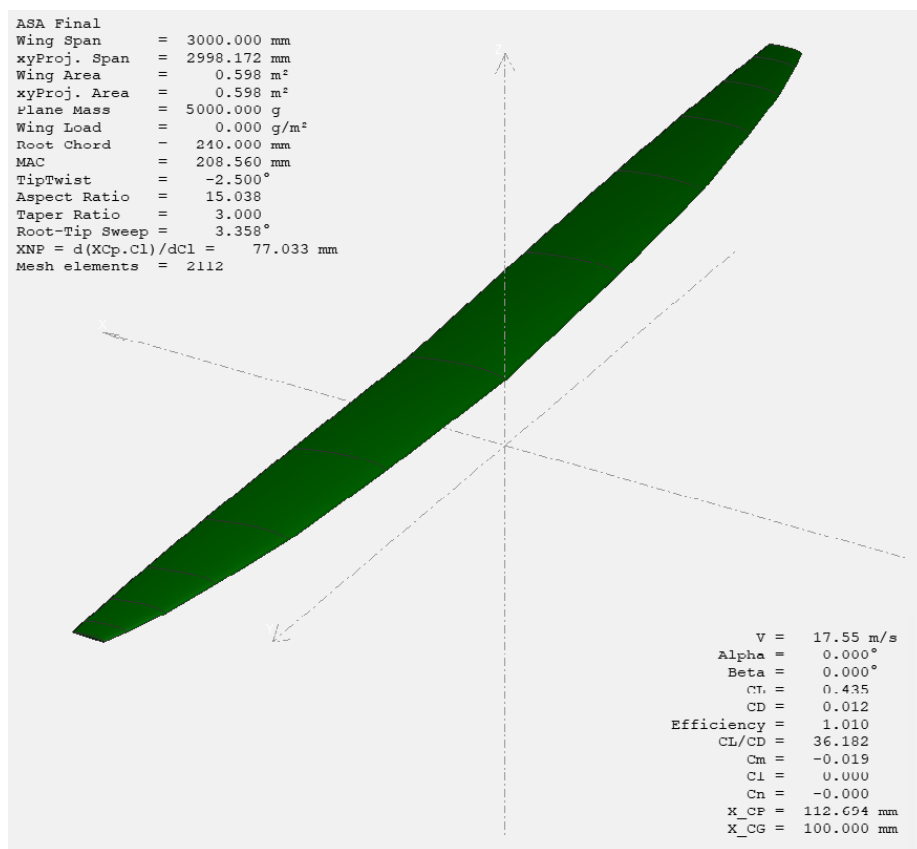


Figura 4.20 Configuração e características da ASA Final obtida através do XFLR5 ( $b = 3$  m).

A Figura 4.21 apresenta a distribuição de corda do plano sustentador original do CEiiA-UAS05 utilizada nas simulações realizadas, e a distribuição de corda selecionada para o novo plano sustentador. Através da mesma, constata-se que a distribuição selecionada para o novo plano sustentador tem mais corda na região da ponta da asa e menor corda na raiz da mesma, quando comparada com a distribuição da superfície sustentadora original.

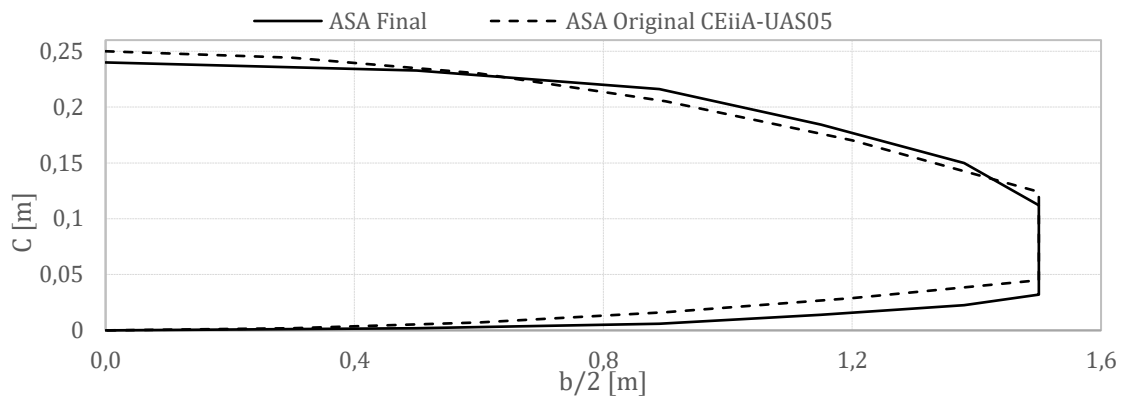


Figura 4.21 Distribuição da corda ao longo de  $b/2$  selecionada para o novo plano sustentador.



Figura 4.22 Representação da ASA Final em CATIAV5

Obteve-se um plano sustentador que em termos de perda aerodinâmica na ponta da asa é superior ao plano sustentador original, atrasando por mais tempo a entrada em perda. A Figura 4.23, apresenta a distribuição de sustentação local, da superfície sustentadora original e a Final. Para a superfície sustentadora final, o coeficiente de sustentação local, tende a diminuir ao se aproximar da ponta da asa, o que implica que as secções próximas da ponta, entram em perda depois da região da raiz. Isto permite à asa, atrasar a perda e manter o controlo lateral no início da ocorrência da perda. Comprova-se também a análise feita no Projeto Conceptual, Secção 3.2.2, em que se concluiu que a asa original não cumpre com o compromisso da perda aerodinâmica. Como se vê na Figura 4.23, as regiões próximas da ponta da asa do plano sustentador original têm mais coeficiente de sustentação local, o que implica que estas entram em perda antes da região da raiz.

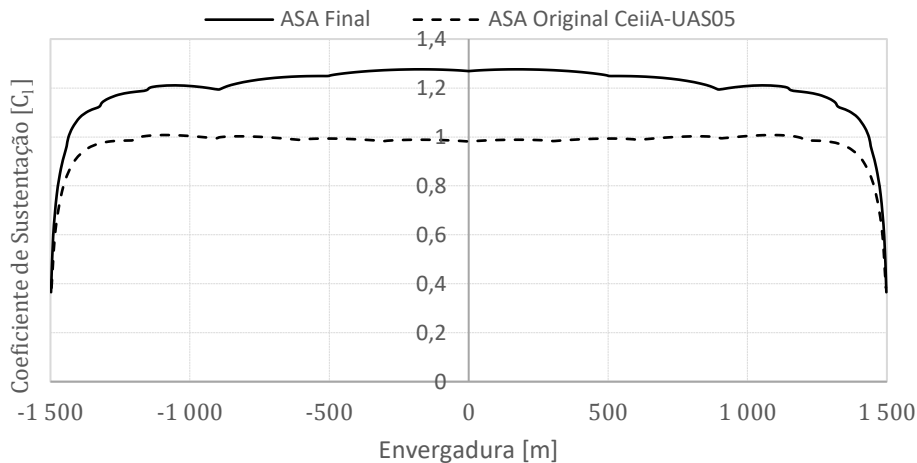


Figura 4.23 Distribuição de coeficiente de sustentação local do novo plano sustentador XFOIL(ASA final:  $\alpha = 8,5^\circ$   $C_L = 1,23$  ; ASA Original CEiiA:  $\alpha = 7^\circ$   $C_L = 0,99$ ).

#### 4.5 Seleção da hélice

No ANEXO C, encontram-se identificadas as características propulsivas do motor selecionado pelo CEIIA. Tendo em conta que a bateria selecionada pelo CEIIA é de quatro células do tipo Líto-Polímero (LiPo), o fabricante sugere as seguintes hélices: 14”x7” e 13”x8” [43]. A seleção da hélice fez-se a partir dos gráficos da Figura 4.24 e Figura 4.25. O gráfico da Figura 4.24, tração disponível em função da velocidade, mostra que até uma velocidade de aproximadamente 20 m/s, a hélice 14 x 7 tem maior tração disponível e que a partir da velocidade de 20 m/s a hélice 13 x 8 tem mais tração disponível.

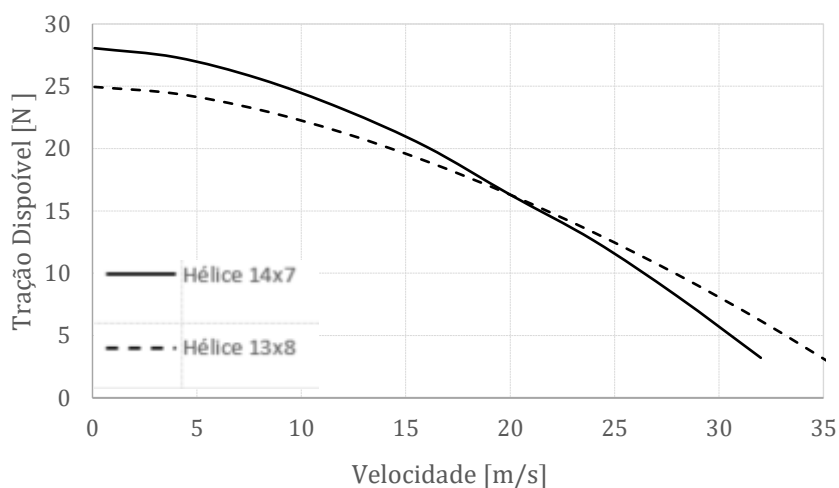


Figura 4.24 Seleção da hélice, Tração disponível vs velocidade; Hélice: 13x8 e 14x7.

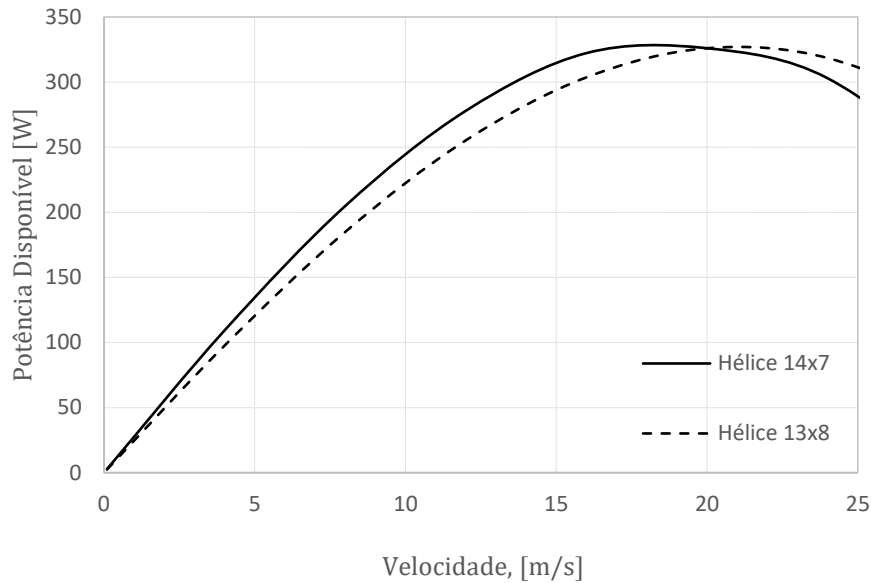


Figura 4.25 Seleção da hélice, Potência Disponível vs velocidade; Hélice: 13x8 e 14x7.

A partir do gráfico da Figura 4.25, potência disponível em função da velocidade, comprova-se que a hélice 14 x 7 tem melhor desempenho para velocidades inferiores a 20 m/s, enquanto a 13 x 8 é mais benéfica para velocidades superiores a 20 m/s. Após esta análise e tendo em consideração a gama de velocidade de operação da plataforma original CEiiA-UAS05, [11,11 m/s - 22,22 m/s], a hélice 14x7 é a mais indicada. No entanto é necessário ter em atenção a distância entre o eixo do motor e o boom da aeronave, de modo a não haver interferência entre os dois componentes (hélice e boom).

#### 4.6 Desempenho da nova asa

Tendo já selecionado a geometria da asa, e comprovado que a mesma é mais adequada do que a original em termos de comportamento em perda aerodinâmica, resta comprovar se esta cumpre o compromisso de melhoria do desempenho do CEiiA-UAS05. O gráfico da Figura 4.26, compara a curva da eficiência aerodinâmica do plano sustentador original com o novo plano sustentador obtido. A partir do mesmo, comprova-se que o novo plano sustentador atinge uma eficiência máxima de 36,5 para uma velocidade de 17 m/s. Tendo em conta que o plano sustentador original tem uma eficiência máxima de 35,8 para uma velocidade de 18 m/s, o novo plano sustentador apresenta um aumento de 2% na eficiência aerodinâmica máxima o que se traduz numa melhoria equivalente no alcance do avião. A partir do gráfico vê-se também, que o plano sustentador final é mais eficiente que o original para velocidades inferiores a 19 m/s. E que a velocidade de perda deverá ter sido significativamente reduzida em relação à asa original. Ou, então, a carga útil poderá ser aumentada no sentido de manter a velocidade de perda original. Sendo que, neste último caso, o prejuízo verificado a velocidades superiores a 19 m/s poderá ser completamente superado.

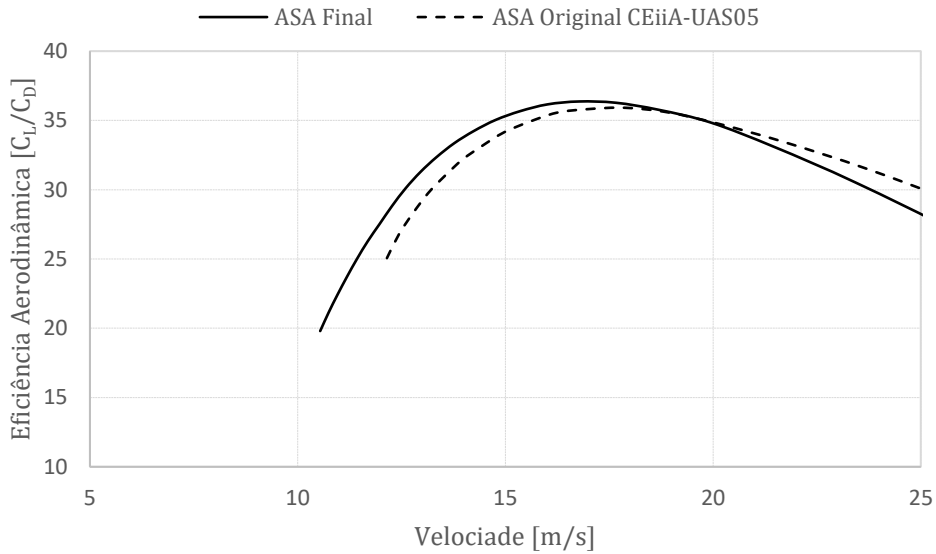


Figura 4.26 Eficiência aerodinâmica do novo plano sustentador: XFOIL

Relativamente às curvas de  $C_L^{3/2}/C_D$ , estas estão apresentadas no gráfico da Figura 4.27. As mesmas indicam que o plano sustentador final atinge maiores valores de  $C_L^{3/2}/C_D$ , para velocidades menores que 17 m/s. A partir da velocidade de 18 m/s, a asa original apresenta melhores resultados para  $C_L^{3/2}/C_D$ . Em relação ao  $(C_L^{3/2}/C_D)_{máx}$ , o novo plano sustentador atinge o valor de 28,4, para uma velocidade de 13,2 m/s (velocidade indicada para voos de máxima autonomia). Obteve-se um aumento de 3,6 % no  $(C_L^{3/2}/C_D)_{máx}$ , tendo em conta que o plano sustentador original tem um  $(C_L^{3/2}/C_D)_{máx}$  de 27,4. Pelo que a autonomia ficará aumentada da mesma diferença com a nova asa.

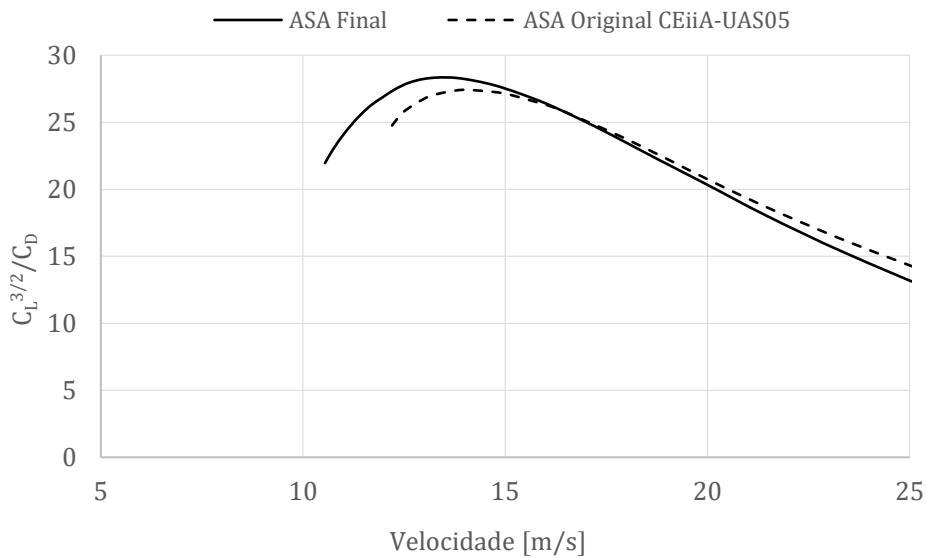


Figura 4.27  $C_L^{3/2}/C_D$  da nova asa: XFOIL.

A curva da tração requerida do novo plano sustentador é representada no gráfico da Figura 4.28. Constata-se novamente que a asa final é mais eficiente a velocidades inferiores a 17 m/s e que a asa original é eficiente a velocidades superiores a 17 m/s. O novo plano sustentador apresenta uma velocidade de perda menor, diminuiu para 11 m/s o que é benéfico para a operação com o mesmo peso à descolagem.

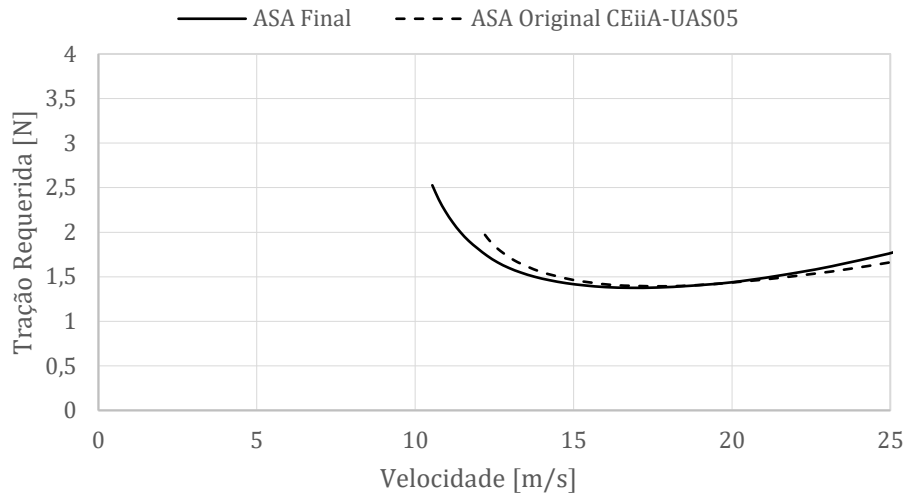


Figura 4.28 Tração requerida do novo plano sustentador em XFLR5

De acordo com os gráficos da Figura 4.26, Figura 4.27 e Figura 4.28, e tendo em consideração a gama de velocidades da plataforma original, conclui-se que houve uma melhoria no desempenho, com a redução da velocidade de perda, aumento da eficiência aerodinâmica e de  $C_L^{3/2}/C_D$ .

#### 4.7 Estimativa do Desempenho final

Concluídas as análises, estima-se o desempenho da nova aeronave para um voo nivelado com máximo peso à descolagem de 50 N. As curvas da potência disponível e da tração disponível, obtêm-se através do modelo descrito pela Equação 3.8. Relativamente à tração requerida e à potência requerida, inseriu-se na folha de cálculo os valores de coeficiente de sustentação e de arrasto da asa obtidos no XFLR5, de forma a considerar o arrasto produzido pelas restantes componentes do avião ( $C_{D_{resto}}$  e  $C_{D_{emp}}$ ) e contabilizar também o coeficiente de sustentação da empenagem horizontal de modo a fazer uma análise mais consistente do desempenho do CEiiA-UAS05 com as novas asas.

A partir dos dois gráficos da Figura 4.29 e Figura 4.30, é possível identificar a razão de subida, o ângulo de razão de subida e a velocidade mínima da aeronave. Relativamente à velocidade máxima, esta não é possível identificar através dos gráficos apresentados, no entanto percebe-se que é superior a 30 m/s.

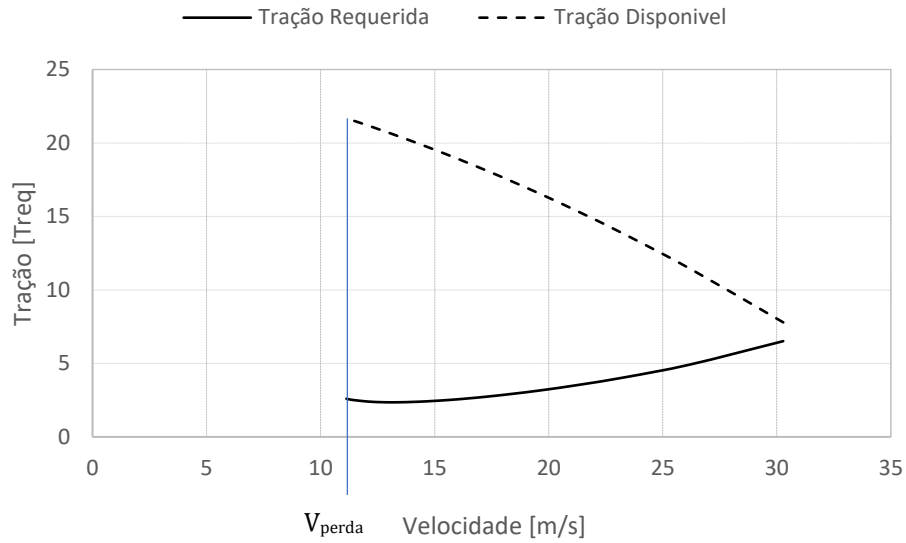


Figura 4.29 Tração requerida e disponível em função da velocidade

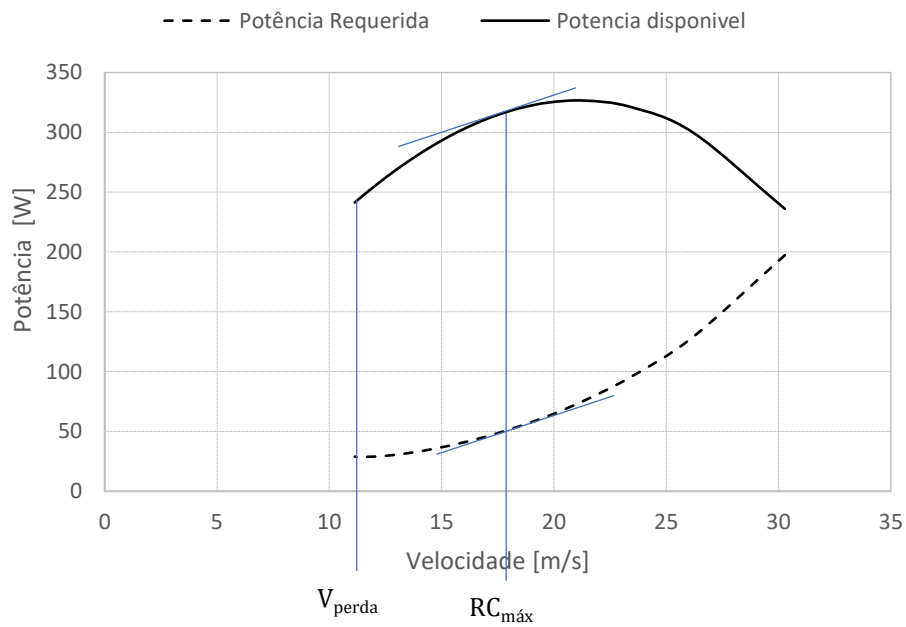


Figura 4.30 Potência disponível e requerida em função da velocidade

Identificadas as velocidades,  $V_{m\acute{a}x} = 32 \text{ m/s}$  e  $V_{perda} = V_{min} = 10,24 \text{ m/s}$ , pode-se obter o ângulo de razão de subida  $\gamma = 23,58^\circ$  para  $10,24 \text{ m/s}$ , e a razão de subida  $RC = 5,5 \frac{\text{m}}{\text{s}}$  para  $18,5 \text{ m/s}$ .

## 5 Conclusões

Esta dissertação documenta o desenvolvimento de uma nova superfície sustentadora para a plataforma CEiiA-UAS05 tendo por base os requisitos e as características da aeronave. Aplicando a metodologia selecionada, mantiveram-se a envergadura e corda média aerodinâmica. Tendo-se verificado que não compensaria o desenho de superfícies sustentadoras distintas para operação em condições de máximo alcance e máxima autonomia. No entanto, foi desenvolvido um novo perfil alar com melhor desempenho a altos coeficientes de sustentação (baixas velocidades), maior coeficiente de sustentação máximo e maior espessura relativa do que os utilizados na asa original. A integração do novo perfil alar na geometria da nova asa (distribuição de corda, ângulo de incidência, enflechamento e diedro ao longo da envergadura), permitiu obter um plano sustentador com melhor compromisso entre o comportamento durante a perda aerodinâmica e o desempenho, superando o plano sustentador original do CEiiA-UAS05. O novo plano sustentador além de ter melhor comportamento relativamente ao controlo lateral durante a ocorrência da perda aerodinâmica, ao atrasar a entrada em perda da região da ponta da asa, apresenta um aumento de 2 % na eficiência aerodinâmica e 3,6 % no  $C_L^{3/2}/C_D$ , juntamente com uma redução da velocidade de perda em aproximadamente 8 %. O novo plano sustentador cumpre com os requisitos iniciais, permitindo uma maior autonomia e alcance ao CEiiA-UAS05, mantendo a fuselagem e a cauda original.

### 5.1 Trabalhos futuros

Este trabalho deve ser aprofundado, antevendo-se que deverão ser estudados os seguintes tópicos:

- Construção, análises e testes estruturais de modo a validar o conceito de estrutura apresentado para o novo plano sustentador;
- Ensaio em voo para validação da plataforma CEiiA-UAS05 com o novo plano sustentador.



## Bibliografia

- [1] K. Nonami, "Prospect and Recent Research & Development for Civil Use Autonomous Unmanned Aircraft as UAV and MAV," *J. Syst. Des. Dyn.*, vol. 1, no. 2, pp. 120-128, 2007.
- [2] J. Gundlach, *Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach*. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2011.
- [3] APANT, "NASA-DRONES PARA VOOS EM MARTE." [Online]. Available: <http://apant.pt/nasa-esta-criando-drones-para-voar-e-mapear-marte/>. [Accessed: 19-Mar-2018].
- [4] CEIIA, "CEIIA." [Online]. Available: <https://www.ceiia.com/>. [Accessed: 29-Aug-2017].
- [5] CEIIA, "Plataforma uas05." 2016.
- [6] D. P. Raymer, "Aircraft Design: A conceptual Approach," *AIAA Education Series*. 2012.
- [7] M. H. Sandraey, *Design, Aircraft A Systems Engineering Approach*. 2013.
- [8] D. Darmofal, M. Drela, and A. Uranga, "Introduction to Aerodynamics edX Course : MIT . 16101," 2015.
- [9] J. D. A. Jr., *Aircraft Performance and Design*. Thomas Casson, 1999.
- [10] J. D. Anderson, JR, "Introduction to Flight." Maryland, 1989.
- [11] H. Schlichting and E. Truckenbrodt, *Aerodynamics of the Airplane*. 1979.
- [12] M. Selig and J. Guglielmo, "High-Lift Low Reynolds Number Airfoil Design," *AIAA J. Aircr.*, vol. 34, no. 1, pp. 72-79, 1997.
- [13] D. Nelson, "Numerical optimization of airfoils in low Reynolds number flows," *J. Aircr.*, vol. 46, no. 1, pp. 331-337, 2009.
- [14] M. Steinbuch, B. Marcus, and M. Shepshelovich, "Development of UAV Wings - Subsonic Designs," 2003.
- [15] M. Drela and M. B. Giles, "Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils," *AIAA J.*, vol. 25, no. 10, pp. 1347-1355, 1987.
- [16] L. Eduardo, M. Jos, R. Schiezari, B. Aluno, and P. Tra, "Metodologia para Determinação das Curvas de Tração e Disponível e Requerida para uma Aeronave em Regime de Voo," vol. 2, pp. 2-5, 2010.
- [17] I. Kroo, "Nonplanar wing concepts for increased aircraft efficiency," Stanford, U.S.A, pp. 1-29, 06-Oct-2005.
- [18] P. Garabedian and G. Mcfadden, "Design of supercritical swept wings," *AIAA J.*, vol. 20, no. 3, pp. 289-291, 1982.
- [19] M. Secanell, A. Suleman, and P. Gamboa, "Design of a Morphing Airfoil Using Aerodynamic Shape Optimization," *AIAA J.*, vol. 44, no. 7, pp. 1550-1562, 2006.
- [20] P. V Gamboa and M. A. R. Silvestre, "Airfoil Optimization With Transition Curve As Objective Function," *VI Int. Conf. Adapt. Model. Simul. ADMOS 2013*, pp. 1-12, 2013.
- [21] J. McArthur, "Aerodynamics of wings at low Reynolds numbers: Boundary layer separation and reattachment," 2008.
- [22] M. Drela, "Low-Reynolds-number airfoil design for the M.I.T. Daedalus prototype- A case study," *J. Aircr.*, vol. 25, no. 8, pp. 724-732, 1988.
- [23] M. S. Selig, "Low Reynolds Number Airfoil Design Lecture Notes - Various Approaches to Airfoil Design," *Low Reynolds Number Airfoil Des. Lect. Notes - Var. Approaches to Airfoil Des.*, no. November, pp. 24-28, 2003.
- [24] A. A. Gomes, "Development of an UAV for the Air Cargo Challenge 2017 Competition," Universidade da Beira Interior, 2017.

- [25] J. Miguel and M. Pestana, "Design de um UAV de nível 1 , de acordo com os requisitos de missão do PITVANT," Universidade da Beira Interior, 2011.
- [26] P. Shape, O. High, and L. Devices, "Wing Design : Major Decisions Wing Design Parameters."
- [27] M. A. R. Silvestre and P. V Gamboa, "Introdução ao Avião e Disciplinas de Projecto, Aula 3," 2011.
- [28] C. S. Ming, "Unmanned Air Vehicle ( UAV ) Wing Design and Manufacture," p. 48, 2010.
- [29] P. Raymond W., *Helicopter Aerodynamics. Rotor Wing International*. 1985.
- [30] Rajat. Govind Jenendra, "Manufacture of composites," 2016. [Online]. Available: <https://www.slideshare.net/gauravkumarkarnawat/manufacture-of-composites-59038466>. [Accessed: 12-Feb-2018].
- [31] Office of the Secretary of Defense., "Unmanned Systems Roadmap 2007-2032." 2010.
- [32] M.Drela, "Xfoil\_Sv," *Low Reynolds Number Aerodyn.*, p. 12, 1989.
- [33] M. Ângelo and R. Silvestre, "XFOIL vs CFD performance predictions for high lift low Reynolds number airfoils," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 52, no. March, pp. 207-214, 2016.
- [34] "CATIA 3DEXPERIENCE® 3D Software - Dassault Systèmes®." [Online]. Available: <https://www.3ds.com/products-services/catia/>. [Accessed: 12-Oct-2017].
- [35] C. Wings and C. P. Van Dam, "Induced-Drag Characteristics of Crescent-Moon-Shaped Wings," vol. 24, no. 2, pp. 115-119, 1987.
- [36] "CAFE Foundation." [Online]. Available: [http://cafe.foundation/v2/main\\_home.php](http://cafe.foundation/v2/main_home.php). [Accessed: 19-Sep-2017].
- [37] C. De Barros, R. D. F. Pinto, and P. De Oliveira, "Uma metodologia para o desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas," *Ergonomia*, pp. 1-14, 2000.
- [38] M. A. R. Silvestre, "Configurações e Conceitos Solução," Covilhã, 2016.
- [39] Mark Drela, "QPROP User Guide," 2007. [Online]. Available: [http://web.mit.edu/drela/Public/web/qprop/qprop\\_doc.txt](http://web.mit.edu/drela/Public/web/qprop/qprop_doc.txt). [Accessed: 12-Oct-2017].
- [40] L. Rodrigues and L. Dantas, "Configurações e Dimensionamento da Empenagem.," *Engbrasil.Eng.Br*, vol. 2, no. 1, pp. 2-4, 2010.
- [41] M. a. Silvestre, J. P. Morgado, and J. Pascoa, "JBLADE: a Propeller Design and Analysis Code," *2013 Int. Powered Lift Conf.*, no. October 2015, pp. 1-12, 2013.
- [42] J. Barnes W. McCormick, *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics.* Pennsylvania: John Wiley & Sons.
- [43] "AXI 4120/14 GOLD LINE V2 | AXI MODEL MOTORS s. r. o." [Online]. Available: <https://www.modelmotors.cz/product/detail/272/>. [Accessed: 28-Sep-2017].



# ANEXO A

Características geométricas e aerodinâmicas dos perfis alares da superfície sustentadora do CEiiA-UAS05 original

Tabela A.0.1 Características geométricas dos perfis alares do CEiiA-UAS05 original

Características Geométricas	AG40d-02f	AG41d-02f	AG42d-02f	AG43d-02f
t/c (%)	8	7,72	7,31	6,54
Localização $t_{máx}/c$ (%c)	27,27	26,26	24,24	21,21
Curvatura (%)	2,02	1,99	1,95	1,81
Localização curvatura (%c)	38,38	37,37	35,35	35,35

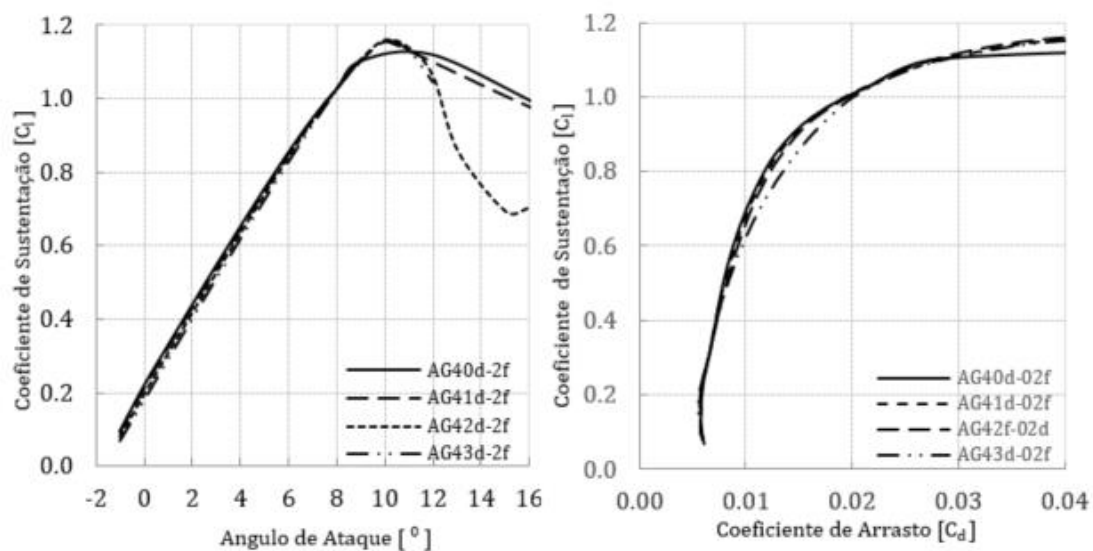


Figure A.0.1  $C_l$  vs  $\alpha$ , (esquerda) e polar de arrasto (direita): AG40d-02f, AG41d-02f, AG42d-02f, AG43d-02f:  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$ .

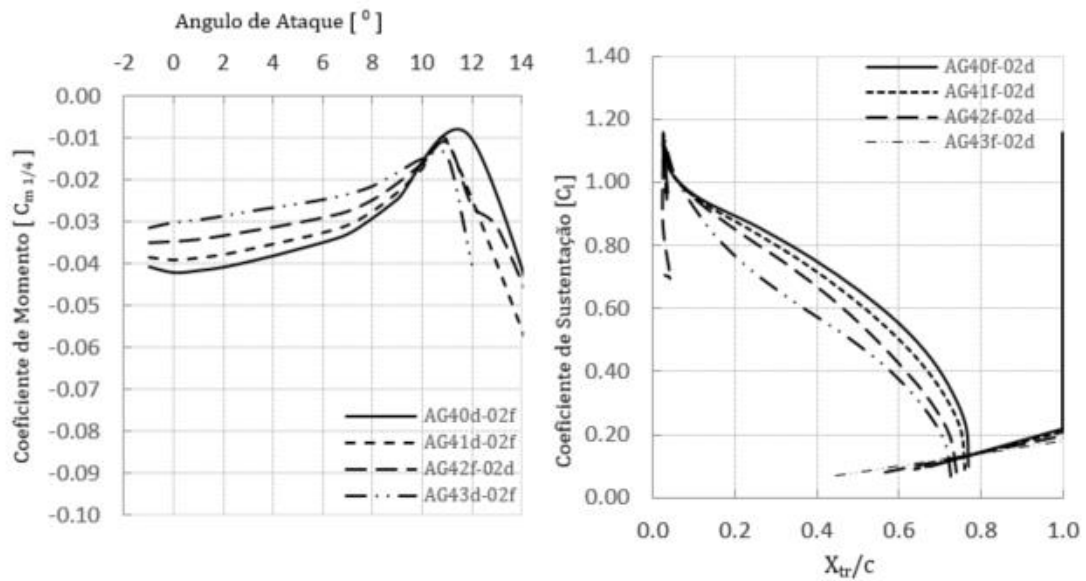


Figura A.0.1  $C_{m_{1/4}}$  vs  $\alpha$  (esquerda) e curvas de transição (direita): AG40d-02f, AG41d-02f, AG42d-02f, AG43d-02f:  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$ .

Tabela A.0.2 Características geométricas dos perfis alares do CEiiA-UAS05 original

Características Aerodinâmicas	AG40d-02f	AG41d-02f	AG42d-02f	AG43d-02f
$C_l$ máx	1,12	1,16	1,16	1,16
$C_l/C_d$ min	0,096	0,09	0,197	0,178
$(C_l/C_d)$ máx	69,61	68	66,37	62,64
$((C_l^{3/2})/C_d)$ máx	61	59,85	58,28	53,25
$\alpha$ Stall ( $^\circ$ )	12	10	10	10

# ANEXO B

Comparação dos perfis AG40d-02f, S9000 e LM8570 com *Flaps*

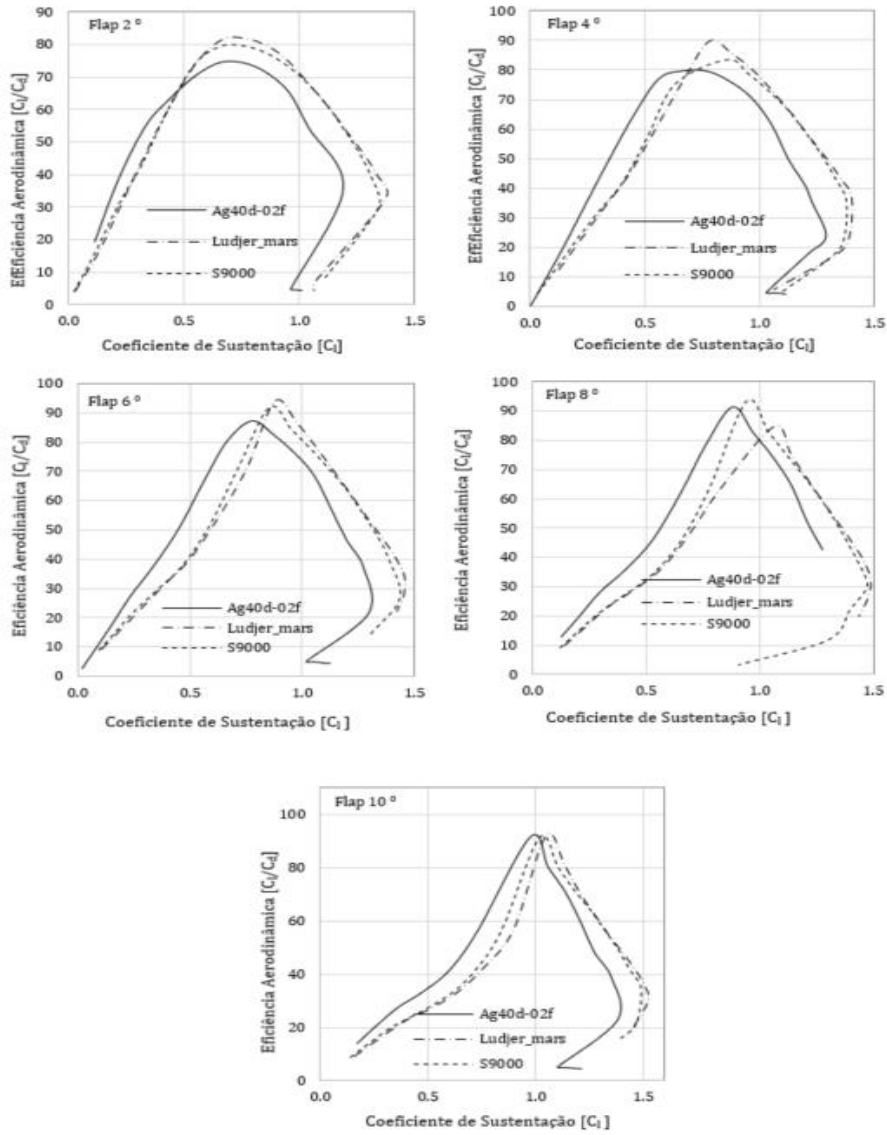


Figura B.0.1 Curvas de eficiência aerodinâmica dos perfis AG40d-02f, S9000 e Ludjer\_mars (LM5870), com *flaps*:  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$ .

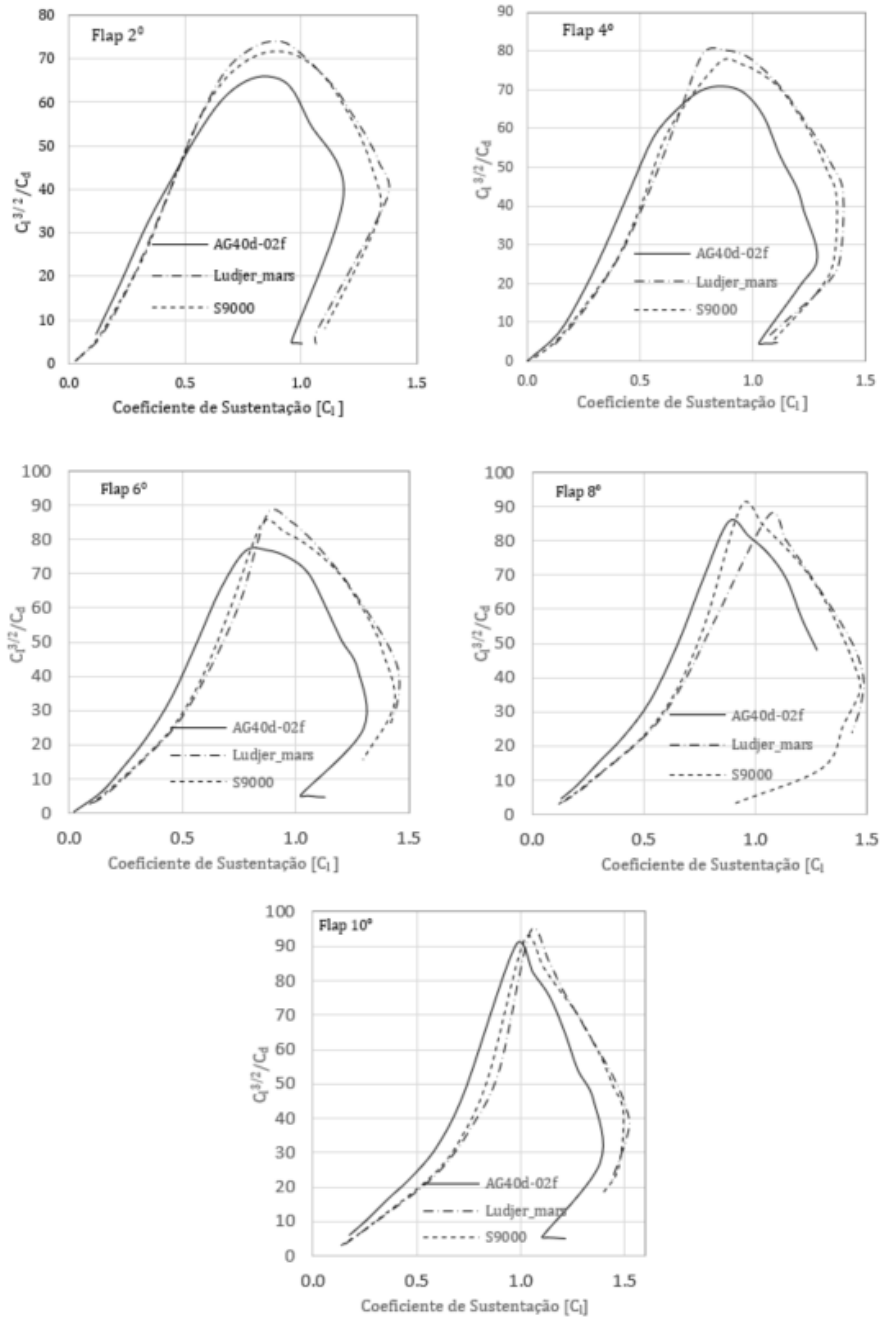


Figura B.0.2 Curvas de  $C_l^{2/3}/C_d$  dos perfis AG40d-02f, S9000 e Ludjer\_mars (LM5870), com *flaps*:  $Re\sqrt{C_l} = 2 \times 10^5$ .

# ANEXO C

## Identificação do Expoente de Correção

Tabela C.0.1 Dados para identificação do expoente de correção

$C_l = 1$	$C_{d_{150k}}$	$C_{d_{200k}}$	$C_{d_{250k}}$	$C_{d_{300k}}$
Dados XFLR5	0,017	0,015	0,014	0,013
Valor Estimado	0,0167	0,015	0,0138	0,0128
Re	150000	200000	250000	300000

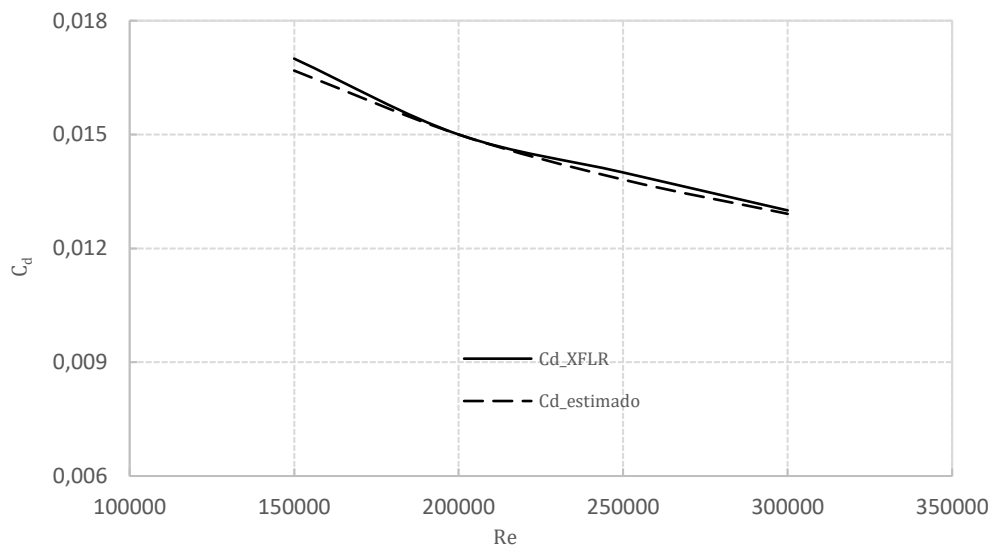


Figura C.0.1 Aproximação do  $C_d$  Estimado ao  $C_d$  obtido através do XFLR5, em função do Reynolds com Expoente -0.37.

# ANEXO D

## Especificações do Motor

Tabela D.0.1 Especificações do motor [43]

AXI 4120/14 Gold LINE V2	Especificações Técnicas	
	Nº de Células	4-5s Li-Poly
	RPV/V [rpm/V]	660
	Eficiência Máxima [%]	87
	Intensidade de corrente Máximo [%]	20-40
	Resistência Interna [ $m\Omega$ ]	41
	Dimensões (d x l) [mm]	49,8 x 54,4
	Dimensões do Eixo [mm]	6
	Peso [g]	315
	Potência Máxima [W]	1015
Hélices Sugeridas	13 x 8 ; 14 x 7	

# ANEXO E

## Fabricação das Asas do UAS30 P2 utilizando Laminação Manual

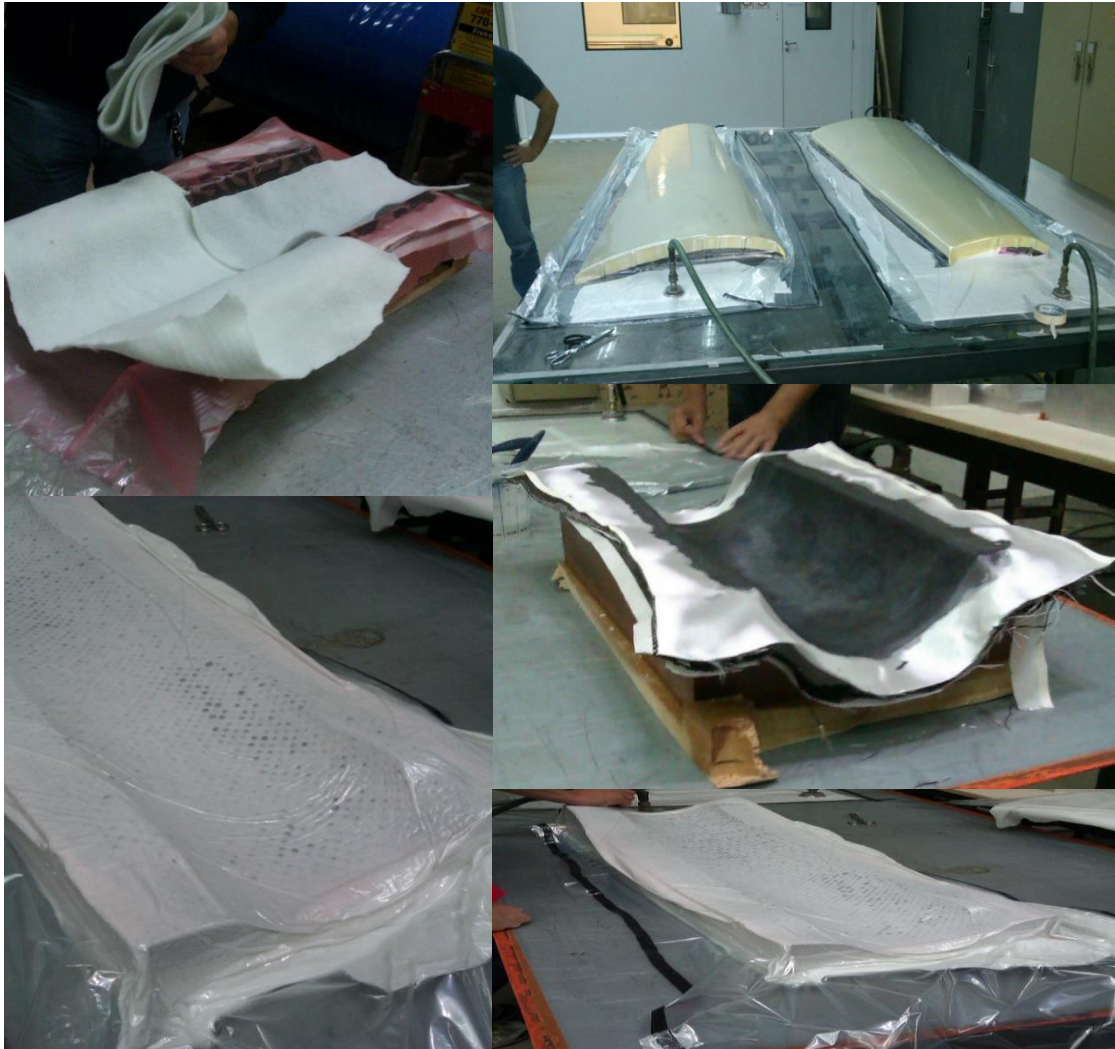


Figura E.0.1 Processo de fabricação das asas do UAS30 P2.

## ANEXO F

### Representação do Plano Sustentador Final em CATIA V5

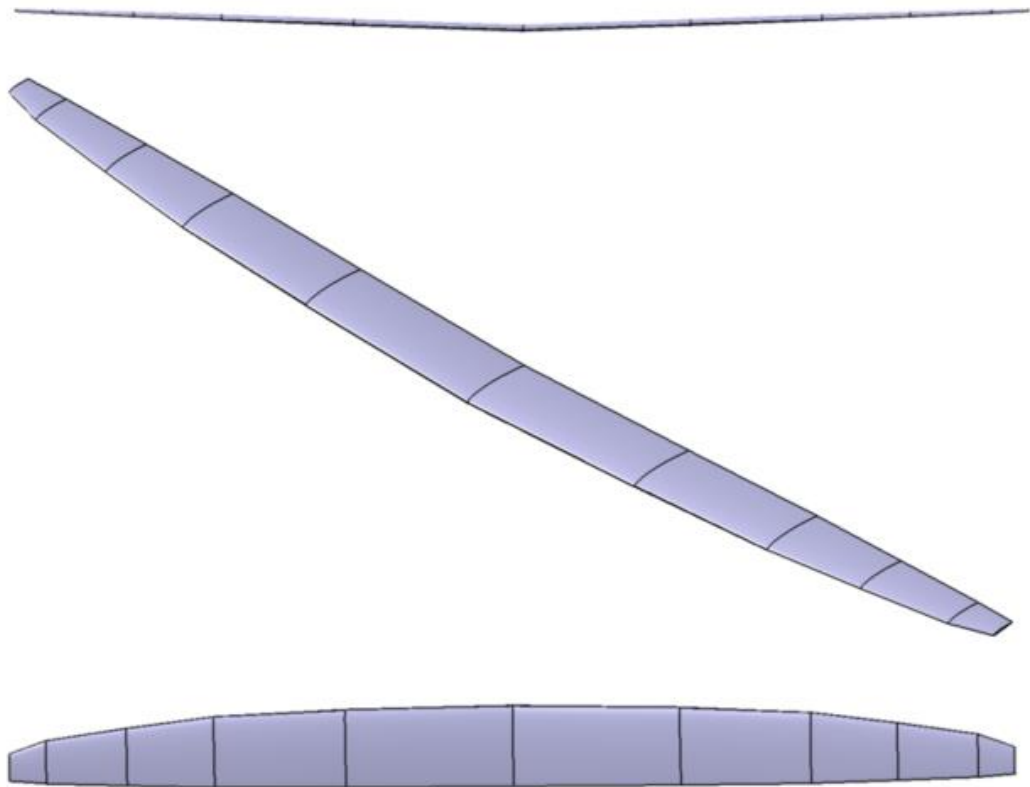


Figura F.0.1 Vistas do plano sustentador final em CATIAV5-

De referir que os 3 painéis, serão superfícies contínuas apesar de na Figura F.0.1 estarem representadas com secções trapezoidais. Os painéis têm um comprimento de 1 m cada, de forma a facilitar o transporte dos mesmos.