



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR  
Engenharia

# Projeto de um UAV Solar de Grande Autonomia

**Luís Filipe Vicente Cândido**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

**Engenharia Aeronáutica**

(ciclo de estudos integrado)

Orientador: Professor Doutor Pedro Vieira Gamboa

Covilhã, outubro de 2014



# Agradecimentos

Desejo manifestar o mais sincero agradecimento a todos aqueles que contribuíram para a execução desta dissertação.

Ao Professor Doutor Pedro Gamboa um agradecimento pela orientação, motivação, dedicação, paciência e transmissão de conhecimentos ao longo do projeto, que certamente me acompanharão ao longo da vida profissional.

Ao meu colega e amigo Pedro Santos pelo seu empenho, dedicação, tempo dispensado e partilha de conhecimentos ao longo do projeto.

Ao meu colega e amigo Joaquim Sousa pela companhia, incentivo e apoio nos tempos difíceis da execução do projeto.

À minha namorada Alexandra por todo o apoio, compreensão, dedicação e ajuda demonstrados ao longo do projeto.

Aos meus pais, irmãos, cunhados e restante família pelo apoio e motivação no decorrer do Mestrado Integrado.

Aos meus amigos e colegas Raquel Magalhães, João Lopes, Andreia Silva, Liliana Freitas, Tiago Gameiro, Pedro Albuquerque e todos os outros não mencionados pela companhia, ajuda e apoio ao longo do Mestrado Integrado.



# Resumo

O presente documento expõe o projeto conceptual, preliminar e ensaios de desenvolvimento de projeto de uma aeronave elétrica não tripulada de grande autonomia movida a energia solar.

No projeto conceptual, mediante os requisitos da missão, foi definido o conceito da aeronave. A parte conceptual envolveu também a seleção da estrutura que melhor se ajusta à missão e os materiais constituintes da aeronave.

No Projeto preliminar é utilizado um estudo paramétrico, mostrando diversas soluções de dimensionamento da aeronave, que tornam possível o cumprimento da missão. Para a elaboração do estudo paramétrico é necessário uma estimativa inicial de peso da aeronave e a escolha dos sistemas (sistema propulsivo e sistema de comando). Além de a estimativa inicial ser importante para o estudo paramétrico, também serviu para uma comparação da aeronave projetada com a construída. Perante o estudo paramétrico, que estão mais relacionados com os requisitos de voo, foi selecionado o ponto de projeto.

Estando decidida a geometria e escolhido o ponto de projeto da aeronave, realizaram-se ensaios construtivos e dimensionamento estrutural da aeronave. Os ensaios construtivos tiveram o objetivo de verificação do método de construção da estrutura decidida. O dimensionamento estrutural teve como finalidade a validação da estrutura da aeronave projetada. Para uma avaliação do desempenho de voo do UAV foi construído um pré-protótipo com a mesma geometria mas diferentes materiais. Do ensaio de voo do pré-protótipo verificou-se, pela observação do desempenho, que este se aproximou daquilo que era esperado. Para o ensaio de voo em conjunto com a estrutura projetada da aeronave foi construída a asa do protótipo. Em termos de desempenho a asa do protótipo revelou-se semelhante à do pré-protótipo. Relativamente à estrutura da asa do protótipo, esta comprovou o dimensionamento e ensaios anteriormente realizados.

## Palavras-Chave

Projeto Conceptual, Projeto Preliminar, Desenvolvimento de projeto, Estudo paramétrico, Ensaios construtivos, Ensaios estruturais, Pré-protótipo, Protótipo.



# Abstract

The present document outlines the Conceptual, Preliminary design and developing tests of aircraft project for a solar long endurance unmanned air vehicle.

In conceptual design, considering the mission requirements, was defined for the aircraft. The conceptual phase also involved the structure selection that best adjusts to aircraft mission and its materials.

In the preliminary design phase was used a parametric study, showing several solutions for aircraft sizing, that accomplishes the mission requirements. To prepare the parametric study an initial weight estimate and systems selection (propulsion system and control system) was required. The initial weight estimate was very important for the parametric study, and it was also used for comparing the aircraft built with the estimate. Observing the parametric study parameters that are mostly related with aircraft requirements, the design point was selected.

Once decided the final geometry and design point, constructive tests and structural sizing were made. The main issue of constructive tests was to verify the structure's manufacturing method. The main goal of structural sizing was to validate the selected structure. In order to evaluate the aircraft performance, a pre-prototype was built, with the same geometry but different materials. The flight tests of this pre-prototype, by observation, revealed the expected aircraft performance. For designed structure tests, the prototype wing was built. This new wing revealed similar performance as pre-prototype wing. The prototype wing structure performed according to the structural sizing and tests results previously made.

## Keywords

Conceptual design, Preliminary design, Project Development, Parametric Study, Constructive tests, Structural tests, Pre-prototype, Prototype





# Índice

Agradecimentos .....	iii
Resumo .....	v
Abstract .....	vii
Índice .....	x
Lista de figuras .....	xiii
Lista de tabelas .....	xvi
Lista de símbolos.....	xviii
Lista de acrónimos.....	xxii
Capítulo 1 .....	1
1. Introdução .....	1
1.1. Motivação .....	1
1.2. Objetivos .....	2
1.3. Estado da arte .....	2
1.4. Estrutura da dissertação.....	6
Capítulo 2 .....	8
2. Projeto Conceptual .....	8
2.1. Requisitos de projeto .....	8
2.2. Perfil da missão .....	8
2.3. Definição do Conceito.....	9
2.3.1. Conceito da asa. ....	9
2.3.2. Conceito da fuselagem.....	12
2.3.3. Conceito das empenagens horizontal e vertical. ....	14
2.4. Escolha dos materiais .....	16
Capítulo 3 .....	19
3. Projeto Preliminar .....	19
3.1. Considerações para o estudo paramétrico .....	19
3.1.1. Definição da missão .....	19
3.1.2. Escolha do perfil .....	20
3.1.3. Estimativa inicial de peso .....	23

3.1.4	Escolha do sistema propulsivo .....	26
3.1.3.1	Motor e Hélice .....	26
3.1.3.2	Painel Solar .....	27
3.1.3.3	Bateria .....	28
3.1.3.4	Carregador Solar .....	28
3.1.3.3	Variador .....	29
3.1.5	Sistema de comando .....	30
3.1.4.1	Servos .....	30
3.2	Apresentação do estudo paramétrico. ....	30
3.3	Seleção do ponto de projeto. ....	31
3.4	Características da aeronave.....	32
Capítulo 4	.....	35
4.	Desenvolvimento de um protótipo .....	35
4.1	Ensaio das nervuras .....	35
4.2	Ensaio da longarina tubular da asa versão 1 .....	38
4.3	Ensaio da longarina e caixa de torção da asa versão 2.....	41
4.3.1	Ensaio construtivo .....	41
4.3.2	Dimensionamento estrutural .....	45
4.4	Construção do pré-protótipo.....	48
4.5	Construção da asa do protótipo .....	49
4.6	Ensaio de voo .....	56
4.6.1	Pré-protótipo .....	56
4.6.2	Protótipo.....	57
Capítulo 5	.....	60
5.	Conclusões.....	60
5.1	Trabalhos futuros.....	61
Bibliografia	.....	62



# Lista de figuras

Figura 1.1 - Fotografias dos voos inaugurais das aeronaves <i>Sunrise I</i> (esquerda) e <i>Sunrise II</i> (direita) <sup>[2]</sup> .....	3
Figura 1.2 - Pathfinder <sup>[4]</sup> , Pathfinder Plus <sup>[4]</sup> , Centurion <sup>[5]</sup> , Helios <sup>[6]</sup> .....	3
Figura 1.3 - Algumas características dos protótipos Pathfinder, Pathfinder Plus, Centurion e Helios <sup>[7]</sup> . Evolução cronológica da envergadura destas aeronaves. <sup>[7]</sup> .....	4
Figura 1.4 - Solar Impulse 1 <sup>[8]</sup> e Solar Impulse 2 <sup>[8]</sup> .....	5
Figura 1.5 - Momento da decolagem do protótipo Zephyr <sup>[9]</sup> .....	5
Figura 1.6 - Sky Sailor <sup>[13]</sup> .....	6
Figura 2.1 - Esquema representativo da missão do LEEUAV .....	9
Figura 2.2 - Estrutura da asa versão 1 (em cima) e estrutura da asa versão 2 (em baixo). ....	10
Figura 2.3 - Pormenor da longarina em "C" e da caixa de torção. ....	11
Figura 2.4 - Modelos de desmontagem da asa .....	12
Figura 2.5 - Esboço inicial da fuselagem.....	13
Figura 2.6 - Fuselagem versão 1 (em cima) e fuselagem versão 2 (em baixo) .....	13
Figura 2.7 - Trem removível .....	14
Figura 2.8 - Empenagem horizontal (à esquerda) e empenagem vertical (à direita) com cortes de secção da casca .....	15
Figura 2.9 - Materiais do LEEUAV .....	16
Figura 3.1 - Perfil do UAV solar com 10% de espessura relativa. ....	21
Figura 3.2 - Perfil do UAV solar com 12% de espessura relativa. ....	21
Figura 3.3 - Polar de arrasto e curva do coeficiente de sustentação e relação ao ângulo de ataque .....	22
Figura 3.4 - Curvas da razão de planeio em função do coeficiente de sustentação e força de sustentação <sup>2</sup> / resistência ao avanço em função do coeficiente de sustentação. ....	22
Figura 3.5 - Representação da aeronave de referência. ....	24
Figura 3.6 - Hyperion 3025-10 <sup>[14]</sup> , Hyperion 3020-08 <sup>[15]</sup> , Turnigy D3548/4 <sup>[16]</sup> e NTM 35-36A <sup>[17]</sup> .....	26
Figura 3.7 - Representação da célula Solar, dimensões e características <sup>[18]</sup> .....	28
Figura 3.8 - Carregador solar Genasun GV-10 <sup>[19]</sup> .....	29
Figura 3.9 - Variador Castle Creations Phoenix Edge Lite 100A <sup>[20]</sup> .....	29
Figura 3.10 - Servo Corona DS-939MG <sup>[21]</sup> .....	30
Figura 3.11 - Resultados do estudo paramétrico: energia da missão (a); peso máximo à decolagem (b); peso da estrutura (c); velocidade de cruzeiro (d) .....	31
Figura 3.12 - Desenho das 3 vistas do LEEUAV .....	34
Figura 4.1 - Nervura em balsa (em baixo) e AIREX C70 (em cima) .....	35
Figura 4.2 - Esquema do ensaio quantitativo .....	36
Figura 4.3 - Gráfico da resistência específica das nervuras em ensaio .....	37

Figura 4.4 - Moldes da longarina tubular .....	38
Figura 4.5 - Esquema da sobreposição das fibras e balão .....	39
Figura 4.6 - Provete e manga de fibra de carbono .....	39
Figura 4.7 - Maquinação do núcleo de espuma .....	41
Figura 4.8 - Laminação das fibras de carbono com resina epoxy .....	42
Figura 4.9 - Materiais utilizados no método de pressão através do vácuo .....	42
Figura 4.10 - Provete 1 .....	43
Figura 4.11 - Provete 2 .....	43
Figura 4.12 - Provete 3 .....	44
Figura 4.13 - Vista lateral da secção de bordo de ataque da asa .....	45
Figura 4.14 - Deflexão da asa no ensaio estrutural .....	49
Figura 4.15 - Pré-protótipo preparado para o primeiro ensaio de voo .....	49
Figura 4.16 - Estaleiro da asa do protótipo .....	50
Figura 4.17 - Verificação da geometria do núcleo utilizando o comparador .....	50
Figura 4.18 - Construção do bordo de fuga.....	51
Figura 4.19 - Reforços da parte central da asa.....	52
Figura 4.20 - Pormenor dos reforços da ponta do painel central .....	52
Figura 4.21 - Núcleo de espuma de um painel lateral e estaleiro para a aplicação da casca..	53
Figura 4.22 - Estrutura da asa .....	53
Figura 4.23 - <i>Ailerons</i> da aeronave .....	54
Figura 4.24 - Pormenor da estrutura do servo.....	54
Figura 4.25 - Aeronave montada com a nova asa .....	55
Figura 4.26 - Ensáio estrutural pré voo .....	56
Figura 4.27 - Toque da empenagem horizontal no carrinho de descolagem .....	57
Figura 4.28 - Aeronave em voo exibindo a curvatura da cauda .....	58
Figura 4.29 - Saída de uma volta coordenada .....	58



## Lista de tabelas

Tabela 3.1 - Parâmetros variáveis com a altitude .....	20
Tabela 3.2 - Características da aeronave utilizada para a estimativa inicial de peso. ....	23
Tabela 3.3 - Frações de pesos da aeronave de referência. ....	24
Tabela 3.4 - Resultados dos acréscimos de peso e estimativa inicial do peso da aeronave....	25
Tabela 3.5 - Principais características dos motores escolhidos. ....	27
Tabela 3.6 - Resultados dos consumos dos conjuntos calculados. ....	27
Tabela 3.7 - Resultados do ensaio quantitativo .....	33
Tabela 4.1 - Resultados do ensaio quantitativo .....	36
Tabela 4.2 - Dimensões e cálculo do momento de área do proveto .....	40
Tabela 4.3 - Valores obtidos no ensaio e resultados do módulo de elasticidade .....	40
Tabela 4.4 - Valores conhecidos utilizados no estudo estrutural. ....	46
Tabela 4.5 - Valores calculados para o dimensionamento estrutural .....	46
Tabela 4.6 - Dimensionamento da longarina.....	47
Tabela 4.7 - Dimensionamento da casca da caixa de torção .....	47
Tabela 4.8 - Peso dos painéis da asa .....	55



# Lista de símbolos

Símbolo	Descrição
$h$	Altitude, altura da longarina
$T$	Temperatura
$A$	Velocidade do som
$\mu$	Viscosidade cinemática do ar
$L$	Força sustentadora
$C_L$	Coeficiente de sustentação
$C_D$	Coeficiente de resistência ao avanço
$Re$	Número de <i>Reynolds</i>
$b_{ref}$	Envergadura de referência
$\bar{c}_{ref}$	Corda média de referência
$l_{fus}^{ref}$	Comprimento da fuselagem de referência
$W_{str}^{ref}$	Peso da estrutura de referência
$W_{eh}^{ref}$	Peso da empenagem horizontal de referência
$W_{ev}^{ref}$	Peso da empenagem vertical de referência
$W_{fus}^{ref}$	Peso da fuselagem de referência
$W_a^{ref}$	Peso da asa de referência
$\left(\frac{t}{c}\right)_{ref}$	Espessura do perfil de referência
$\lambda_{ref}$	Enflechamento de referência
$n_{ref}$	Fator de carga de referência
$K_a$	Fração de peso da asa relativamente ao peso de referência
$K_{eh}$	Fração de peso da empenagem horizontal relativamente ao peso de referência
$K_{ev}$	Fração de peso da empenagem vertical relativamente ao peso de referência
$K_{fus}$	Fração de peso da fuselagem relativamente ao peso de referência
$W_0$	Peso da estrutura
$\Delta W_a$	Acréscimo de peso da asa relativamente à estrutura de referência
$\Delta W_{ev}$	Acréscimo de peso da empenagem vertical relativamente à estrutura de referência
$\Delta W_{eh}$	Acréscimo de peso da empenagem horizontal relativamente à estrutura de referência
$\Delta W_{fus}$	Acréscimo de peso da fuselagem relativamente à estrutura de referência
$m_f$	Fator relativo aos materiais

B	Envergadura da asa
$\bar{c}$	Corda média
$t/c$	Espessura do perfil
$\lambda_a$	Enflechamento da asa
N	Fator de carga
W	Peso da aeronave, peso, Peso máximo à decolagem
$W_{est}$	Peso estimado da aeronave
I	Intensidade de corrente, Momento de área
V	Tensão elétrica
E	Módulo de elasticidade
G	Aceleração da gravidade
$r_i$	Raio interno do proveto
$r_e$	Raio externo do proveto
P	Pressão atmosférica, Carregamento vertical
$l$	Comprimento do proveto
$\delta$	Flecha
Kv	Constante de rotação do motor mediante a tensão
$I_{max}$	Intensidade de corrente máxima
$P_{max}$	Potência máxima
$c_r$	Corda da raiz
$c_p$	Corda da ponta
A	Área alar
$A_R$	Razão de aspeto
$W_E$	Peso da estrutura
$W_{payload}$	Peso da carga útil
$W_{energy}$	Peso da energia
$C_{bat}$	Capacidade da bateria
$n_{bat}$	Número de elementos da bateria
$W_{bat}$	Peso da bateria
$n_{panel}$	Número de células do painel solar
$U_{cell}$	Tensão da célula solar
$I_{cell}$	Corrente da célula solar
$e_{panel}$	Eficiência do painel solar
$P_{panel}$	Potência do painel
$W_{panel}$	Peso do painel solar
M	Massa
t	Espessura
$R_{esp}$	Resistência específica
$l_t$	Largura do tensor de fibra de carbono

$t_t$	Espessura do tensor de fibra de carbono
$b/2$	Semi envergadura da asa
$t_{30\%}$	Espessura do perfil a 30% da corda
$A_l$	Área lateral da secção de asa
$P_l$	Perímetro lateral da secção de asa
$\rho$	Massa volúmica do ar
$v_{max}$	Velocidade máxima
$C$	Corda da asa
$C_M$	Coefficiente de momento da asa
$Z$	Comprimento da secção
$M_F$	Momento fletor
$W$	Carga distribuída na semi-envergadura da asa
$k$	Distribuição do momento torsor
$T_{max}$	Momento torsor máximo na asa
$A_{boom}$	Área dos “booms”
$q_{b,1}$	Fluxo de corte na secção aberta 1
$q_{b,2}$	Fluxo de corte na secção aberta 2
$q_{s,0}$	Fluxo de corte em torno da célula
$J$	Momento de área da secção
$\tau$	Tensão de corte
$\theta$	Ângulo de torção
$\frac{d\theta}{dz}$	Razão de torção



# Lista de acrónimos

Acrónimo	Descrição
AeroG	Grupo de Aeronáutica e Astronáutica
CCTAE	Centro de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
CG	Centro de gravidade
ESC	<i>Electronic Speed Controller</i>
FEUP	Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto
FPV	<i>First Person View</i>
HALE	<i>High Altitude Long Endurance</i>
HALSOL	<i>High Altitude Solar</i>
IDMEC	Instituto de Engenharia Mecânica
IST	Instituto Superior Técnico
INEGI	Instituto de Engenharia Mecânica e Gestão Industrial
LAETA	Laboratório Associado de Engenharia, Transportes e Aeronáutica
LEEUAV	<i>Long Endurance Unmanned Air Vehicle</i>
LiPo	<i>Lithium Polymer</i>
MPPT	<i>Maximum Power Point Tracking</i>
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>





# Capítulo 1

## 1. Introdução

### 1.1. Motivação

A ambição de voar esteve sempre presente no Homem mediante a observação da excelência do voo presente na Natureza. Desde as aves até aos insetos, que mostram um voo eficaz e eficiente, o qual serviu de inspiração para o Ser humano para a construção de engenhos que tal o permitam. Apenas no início do século XX, foi realizado o primeiro voo com um engenho mais pesado que o ar, na Carolina do Norte, tornando assim os famosos Irmãos Wright como os pioneiros da aviação <sup>[1]</sup>. Desde então, muitos foram os esforços em construir máquinas com maior eficiência mediante os conhecimentos adquiridos sobre o estudo da Natureza. Parâmetros como o ruído, a poluição, o uso excessivo de combustíveis fósseis e o consumo energético, tornaram-se cada vez mais relevantes na inovação da indústria aeronáutica.

Destacando os veículos aéreos não tripulados (UAV), pela sua dimensão, o desenvolvimento é de maior proporção. Um caso particular deste desenvolvimento é o uso de motores elétricos integrantes no sistema propulsivo destes sistemas, evitando assim o consumo de combustíveis fósseis. Em termos de ruído, este é menor nos sistemas propulsivos elétricos quando comparado com os restantes sistemas propulsivos de combustão interna comuns (motor alternativo e motor jato). Quanto à eficiência propulsiva do motor elétrico, esta é bastante superior aos motores mais comuns de combustão interna. No entanto, o sistema propulsivo elétrico contém uma grande limitação proveniente do armazenamento da energia, no qual são utilizadas baterias cuja densidade energética é baixa quando comparada com os combustíveis fósseis. Desta forma, o uso da energia armazenada em baterias limita a autonomia da aeronave.

Na década de 70 iniciou-se a utilização de painéis fotovoltaicos na aeronave Sunrise 1, um projeto de Roland Boucher, verificando-se deste modo um aumento da autonomia da aeronave, através do aproveitamento da energia solar.

O avanço de todas estas tecnologias têm permitido a construção de aeronaves com melhores características comparativamente às que contêm o sistema propulsivo de combustão interna. Além disto, o sistema propulsivo elétrico contendo painéis fotovoltaicos permite construir aeronaves de maior autonomia. Hoje em dia, este tipo de aeronaves têm bastantes aplicações respondendo a necessidades reais da sociedade.

## 1.2. Objetivos

O objetivo deste trabalho é elaborar o projeto conceptual e preliminar, realizar ensaios construtivos e efetuar a construção de um protótipo de um UAV de grande autonomia movido a energia solar. Neste projeto, em desenvolvimento internamente no Laboratório Associado de Energia, Transportes e Aeronáutica (LAETA) estão envolvidos vários grupos de investigação: o Centro de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (CCTAE) e Instituto de Engenharia Mecânica (IDMEC) do Instituto Superior Técnico (IST), o Grupo de Aeronáutica e Astronáutica (AeroG) da Universidade da Beira Interior (UBI) e o Instituto de Engenharia Mecânica e Gestão Industrial (INEGI) da Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto (FEUP). À UBI cabe o projeto conceptual e preliminar da aeronave não tripulada, o desenvolvimento da estrutura e de um protótipo inicial para validação da estrutura e do desempenho em voo. Exclui-se a conceção e ensaios do sistema propulsivo e a análise aerodinâmica computacional que ficou a cargo do IST. O INEGI tem como função o apoio e suporte à execução deste projeto, e o fabrico de um protótipo final. O presente trabalho incide, essencialmente, sobre a fase de projeto e ensaios embora estando estas atividades interligadas com o trabalho dos restantes parceiros.

Na fase de projeto serão consideradas varias opções para obter uma solução. Esta solução terá em conta os requisitos de projeto mencionados no capítulo 2.1 e a forma mais eficiente de os alcançar.

## 1.3. Estado da arte

A utilização da energia solar numa aeronave não é uma novidade nesta indústria. De facto, iniciou-se na década de 70 com Roland A. Boucher através da empresa Astro Flight, mediante um contrato com a empresa ARPA. Nessa altura surgiu o projeto *Sunrise* onde foram construídas duas aeronaves movidas a energia solar denominadas *Sunrise I* e *Sunrise II*. A primeira, com envergadura de 9,76m e um peso máximo à descolagem de 12,25 kg efetuou um voo inaugural de 20 minutos a 100m de altitude em Camp Irwin (Califórnia), tornando-se o voo pioneiro movido a energia solar <sup>[2]</sup>. Na figura 1.1 podem-se visualizar fotografias documentadas dos voos inaugurais destas aeronaves.



Figura 1.1 - Fotografias dos voos inaugurais das aeronaves *Sunrise I* (esquerda) e *Sunrise II* (direita)<sup>[2]</sup>

Já nestes tempos se ambicionava por um veículo aéreo energeticamente autónomo através da energia solar: *“In early 1973 I conceived of a high altitude unmanned aircraft with unlimited duration which would be powered by the sun...”* <sup>[2]</sup>

A partir desta altura muitos foram os avanços ao longo dos tempos para a criação de veículos aéreos não tripulados movidos a energia solar de longa duração. André Noth refere de forma breve mas bastante completa o contexto histórico relativamente à aplicação da energia solar na indústria aeronáutica <sup>[3]</sup>. Destes, é bastante importante destacar o extenso projeto HALSOL (*High Altitude Solar*).

Em 1983, a empresa AeroVironment é financiada pelo governo dos Estados Unidos da América para, no âmbito do projeto acima mencionado, desenvolver capacidades para a construção de uma aeronave de grande altitude de longa duração (HALE). Surge então a primeira aeronave denominada como Pathfinder, construída em 1980, e realizando cerca de nove ensaios utilizando apenas a energia armazenada em baterias.

Em 1993, mediante o projeto ERAST, é utilizado o protótipo Pathfinder para sete ensaios de voo com a instalação de painéis solares. No ano de 1997 é conseguido o recorde de altitude de 21.802 m, pelo Pathfinder, marca que nenhum avião solar ou avião a hélice tinha alcançado <sup>[4]</sup>. Surgem, conseqüentemente, três novos protótipos desta família de aeronaves de grande altitude: Pathfinder Plus, Centurion e Helios. Na figura 1.2 são mostradas fotografias destas aeronaves em operação.



Figura 1.2 - Pathfinder <sup>[4]</sup>, Pathfinder Plus <sup>[4]</sup>, Centurion <sup>[5]</sup>, Helios <sup>[6]</sup>

Estes novos modelos demonstram cada vez mais melhorias no desempenho, alcançando novos recordes. A junção de todos estes avanços está claramente frisada no último protótipo desta família, o Helios. Em agosto de 2001, utilizando o protótipo Helios, é alcançado um valor histórico de altitude de uma aeronave não propulsada com motor foguete de 29.524 m. Também em voos de longa duração com utilização da energia solar é realizado um voo contínuo de 40 horas em junho de 2003, numa sequência de voos programados, onde no segundo destes o Helios se desintegrou em pleno voo [6]. Na figura 1.3 estão descritas algumas características destas aeronaves e um esquema demonstrativo da envergadura mediante a evolução cronológica.

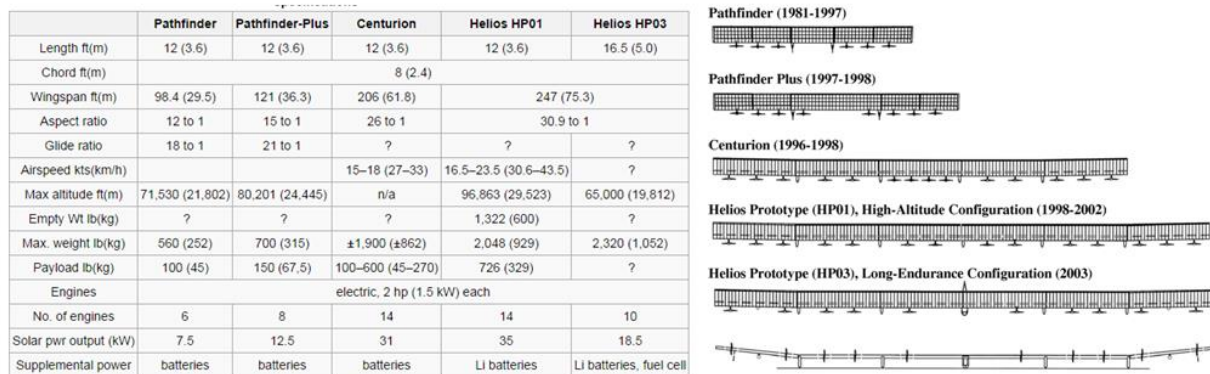


Figura 1.3 - Algumas características dos protótipos Pathfinder, Pathfinder Plus, Centurion e Helios [7]. Evolução cronológica da envergadura destas aeronaves. [7]

Um dos exemplos notáveis na história da energia solar, no setor da aviação, é também o conhecido projeto Solar Impulse. Inspirado pela corrida à aplicação da energia solar numa aeronave tripulada, o projeto Solar Impulse iniciou-se em 2004. Nessa altura já existiam alguns exemplos do sucesso da energia solar na aviação tripulada iniciada pelo Sunseeker, em 1990.

O voo inaugural do primeiro protótipo, Solar Impulse 1 efetuou-se no ano 2010, tendo no mesmo ano alcançado um voo de longa duração de 26 horas, 10 minutos e 19 segundos durante a noite completa neste período. Este era o objetivo da construção deste protótipo, a continuação do voo durante o período noturno. No voo inaugural do Solar Impulse 1 foram obtidos três recordes: máxima altitude (9.235 m), máxima duração e ganho em altitude (8.744 m) [8]. Mais tarde, acresceram-se mais cinco recordes perfazendo um total de oito. O primeiro protótipo do projeto Solar Impulse tem uma envergadura de 63,40 m e um comprimento de 21,85 m, sendo a sua massa de 1.600 kg. É propulsado por quatro motores *brushless* com uma potência de 10 CV cada, alimentados por 11.628 células solares monocristalinas. A velocidade à descolagem é de 44 km/h e a velocidade média de cruzeiro é de 70 km/h, podendo atingir um teto máximo de cruzeiro de 8500 m.

Com o sucesso deste protótipo e a motivação de obter ainda melhores resultados, em 2013 iniciou-se a construção de uma segunda aeronave com o objetivo de um voo de

circunavegação da Terra. Este segundo protótipo, Solar Impulse 2, foi apresentado em público no início do ano 2013. Está planeado, no ano de 2015, a elaboração do voo à volta do planeta com 4 a 5 paragens. Na figura 1.4 são mostradas fotografias destes protótipos.



Figura 1.4 - Solar Impulse 1 <sup>[8]</sup> e Solar Impulse 2 <sup>[8]</sup>

Um exemplo de grande sucesso da aplicação da energia solar à indústria da aviação é a aeronave denominada por Zephyr. Este foi desenvolvido pela empresa Inglesa QinetiQ em meados de 2003. No ano 2005 realizou-se o primeiro voo do Zephyr HALE UAV durando 4 horas e 30 minutos, seguido de um voo de 6 horas. O primeiro protótipo do Zephyr tem uma envergadura de 12 m. No ano seguinte com uma nova versão de 16 m de envergadura, realiza-se um voo de 18 horas contínuas incluindo 7 horas de período noturno <sup>[9]</sup>.

Muitos foram os avanços do projeto Zephyr sendo que, em 2010, um novo protótipo alcança resultados históricos na aviação não tripulada com utilização de energia solar. Com uma envergadura de 22 m e uma massa total de 50 kg, realizou-se um voo contínuo de 14 dias 22 minutos e 8 segundos, alcançando o recorde de autonomia neste segmento da aviação <sup>[10]</sup>. Na figura 1.5 pode ser visualizado o protótipo Zephyr na sua fase de decolagem.



Figura 1.5 - Momento da decolagem do protótipo Zephyr <sup>[9]</sup>

André Noth <sup>[11]</sup> desenvolveu na Swiss Federal Institute of Technology Zurich um UAV solar de longa duração denominado como Sky-Sailor. Este é um projeto com o intuito de apoiar a exploração do planeta Marte. No ano de 2007, o Sky-Sailor iniciou um voo de longa duração ao fim da tarde numa tentativa de atravessar continuamente o período noturno. No entanto, esse objetivo não foi alcançado tendo voado continuamente 10 horas e 12 minutos, aterrando já de madrugada <sup>[12]</sup>.

Em 20 de junho de 2008, após algumas modificações, o UAV Sky-Sailor efetuou um voo contínuo de mais de 27 horas ultrapassando o período noturno, percorrendo cerca de 874 km. Com isto, demonstrou-se ser autónomo em termos energéticos marcando assim uma grande conquista para aeronaves não tripuladas de longa duração a uma dimensão relativamente pequena. O Sky-Sailor tem uma envergadura de 3,2 m, uma massa à descolagem de 2,416 kg e voa a uma velocidade média de 30,2 km/h. Os materiais que o compõem são as fibras de carbono, as fibras de aramida e a madeira de balsa. As baterias contêm 253 Wh de energia e têm uma massa de 1,056 kg. O sistema propulsivo é composto de um motor LRK Strecker 228, uma hélice desenhada pelo Prof. Schoeberl, um controlador Jeti Advance 45 Plus e uma caixa redutora de 9:1. Os painéis solares são compostos de 216 células RWE-S-32 Thin Silicon Cells <sup>[13]</sup>. Na figura 1.6 é possível visualizar o Sky-Sailor em voo.



Figura 1.6 - Sky Sailor <sup>[13]</sup>

## 1.4 Estrutura da dissertação

O presente estudo divide-se em cinco partes essenciais. Na primeira parte é feita uma introdução e contextualização da dissertação. Na segunda parte é apresentado o projeto conceptual onde são abordados todas as idealizações e conceitos da aeronave. Já na terceira

parte é feito um estudo detalhado de cálculos aproximados de todos os parâmetros importantes a analisar para o desempenho do voo da aeronave. Na quarta parte são mostrados ensaios que levaram ao desenvolvimento de projeto e construção do protótipo. Por fim, são apresentadas conclusões acerca dos resultados obtidos.

Sendo o Projeto de Aeronaves multidisciplinar, no presente trabalho é exposta uma abordagem sobre todas as áreas que caracterizam o desempenho da aeronave em voo. Além disso, o projeto é constituído tipicamente por um processo bastante iterativo entre as várias fases de projeto. Para melhor compreensão do documento, este não segue uma ordem cronológica sendo dividido nas partes constituintes do projeto.

# Capítulo 2

## 2. Projeto Conceptual

### 2.1 Requisitos de projeto

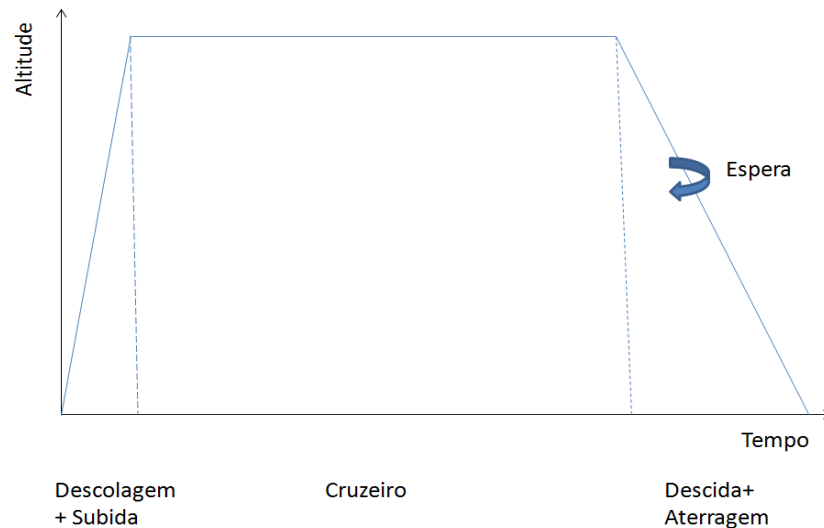
Os requisitos de projeto foram decididos numa reunião inicial com todos os membros do consórcio. Foi tomada a decisão da elaboração de uma aeronave o mais leve possível, elétrica de longa duração utilizando a energia solar, e com pouca potência requerida para o voo de cruzeiro contendo uma carga útil de 1 kg. Este projeto denominar-se-ia LEEUAV (*Long Endurance Electric Unmanned Air Vehicle*). Os requisitos da missão podem ser resumidos pela lista seguinte:

- Descolagem com lançamento à mão;
- Voo de 8 horas contínuas no equinócio solar (21 de Março ou 21 de Setembro) a uma altitude de 1.000 m e uma velocidade superior a 7 m/s;
- Aterragem em pista de voo;
- Desmontável para caber num veículo ligeiro durante o transporte.

No decorrer do projeto verificou-se mais conveniente, por motivos de segurança, a alteração da descolagem com lançamento à mão pela utilização de um sistema de apoio à descolagem referido na secção 2.3.2.

### 2.2 Perfil da missão

A missão do LEEUAV, em termos gerais, inicia-se com a descolagem de lançamento à mão, seguindo-se uma subida até alcançar os 1.000 m. As baterias de armazenamento de energia podem descarregar até um certo ponto crítico mínimo especificado (cerca de 20 % da capacidade). Atingindo esta altitude, a aeronave entra na fase de cruzeiro onde a energia recebida não só fornece a energia necessária a todos os sistemas do voo como recarrega as baterias. Este é o período mais longo de todo o voo com 8 horas contínuas no total. Segue-se a descida em planeio até à fase de aterragem. A fase de aterragem deve ser feita de forma cuidadosa uma vez que, o UAV aterrará com a parte inferior da fuselagem. Na figura 2.1 é mostrado um esquema representativo da altitude ao longo do tempo da missão da aeronave.



**Figura 2.1 - Esquema representativo da missão do LEEUAV**

## 2.3 Definição do Conceito

A definição do conceito surge de uma reunião inicial entre os membros da UBI e IST. O objetivo é a definição da aeronave tendo em conta os requisitos, o perfil da missão, a geometria e planeamento de trabalho. Nesta fase sobressai a experiência e conhecimentos de projeto de aeronaves. O planeamento de trabalho deve ter em conta vários fatores bastante relevantes para o sucesso na execução do projeto e a construção de um protótipo da aeronave. Destes fatores, os mais essenciais são o tempo, a complexidade da estrutura, a dificuldade de construção e o custo associado.

### 2.3.1 Conceito da asa.

A asa deve ter em conta vários fatores para a sua geometria. Em primeiro lugar, é desejada uma secção retangular central com uma área considerável para a colocação dos painéis solares. Dependendo da área dos painéis solares e do esquema de colocação das células solares, a asa terá um dimensionamento mínimo de envergadura e corda. Nas secções das pontas das asas a opção tomada foi de um enflechamento, permitindo uma estrutura mais leve contendo superfícies móveis de controlo do rolamento da aeronave. Quanto à estrutura, foi definida a utilização de uma porção maciça de bordo de ataque e bordo de fuga com ligação entre estes por nervuras. A porção deverá ser maciça pois definirá continuamente a forma do bordo de ataque e de fuga da asa, ao longo da envergadura. Para o problema estrutural da flexão e torção da asa, definiu-se a utilização de uma longarina tubular com diâmetro e espessura variável ao longo da envergadura. É importante aliar a resistência à torção e flexão a uma longarina leve. Esta escolha deve-se à secção circular ser ideal quando

bem fixa ao resto da estrutura. Na figura 2.2 é apresentada em detalhe o desenho desta asa, a versão 1. No caso da asa foi tido em conta que esta não pode fletir em demasia com o risco da quebra dos painéis solares, tendo-se por isso, definido uma margem de flexão máxima de 10 %.



Figura 2.2 - Estrutura da asa versão 1 (em cima) e estrutura da asa versão 2 (em baixo).

Esta estrutura da asa foi abandonada mais tarde devido a vários motivos. Em primeiro lugar, a construção propositada de uma longarina de diâmetro variável ao longo da envergadura com os equipamentos disponíveis tornava-se relativamente complexa. Por outro lado, esta estrutura confere pouca tolerância ao dano, o que é bastante importante uma vez

que no transporte num veículo ligeiro, esta está bastante suscetível a cargas pontuais.

Ficou então estipulado que seria mais vantajoso, para uma aeronave de operação regular mais tolerante aos danos de manuseamento e transporte, optar pela utilização de uma longarina em “C” com caixa de torção, como mostra a figura 2.3.

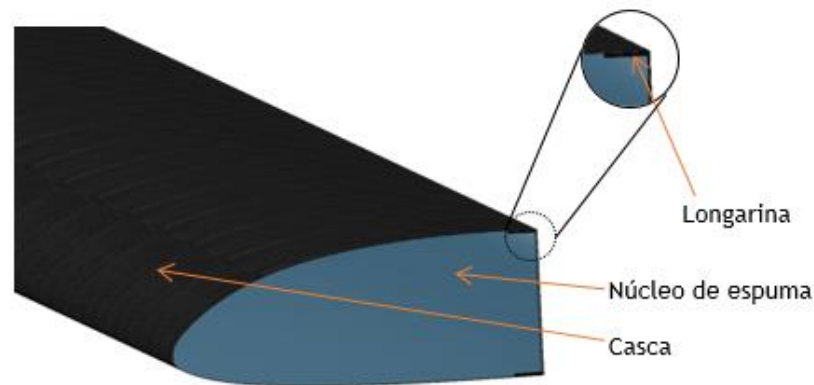
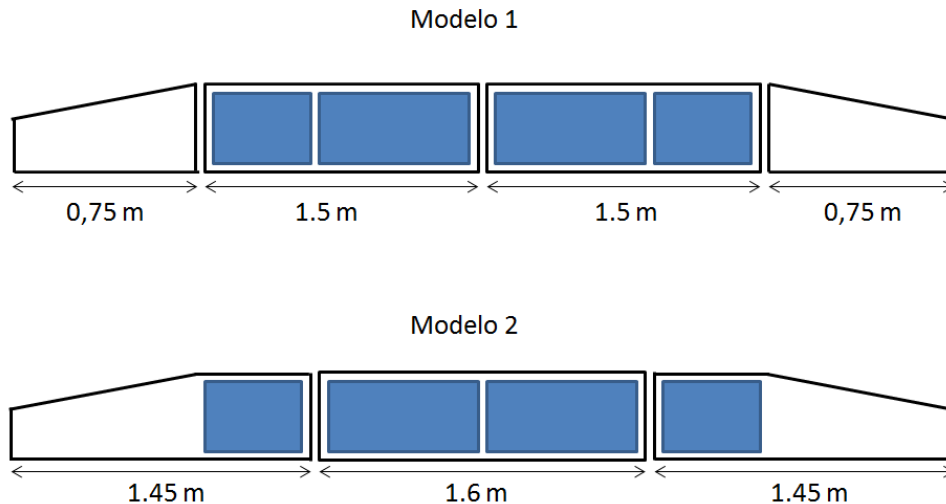


Figura 2.3 - Pormenor da longarina em "C" e da caixa de torção.

Como se pode visualizar, esta peça é composta por duas mesas de fibra de carbono no intradorso e extradorso e uma parede que as liga formando o “C”. É também composta por um núcleo de espuma de poliestireno extrudido e uma casca de fibra de carbono, laminada com resina epoxy. A restante estrutura da asa mantém o conceito inicial, onde a longarina e a caixa de torção estão em contacto com as nervuras, que por sua vez estão ligadas a uma secção de bordo de fuga. Na estrutura da asa estará contido um revestimento em tela termo retrátil comum neste tipo de veículos aéreos, ideal para uma estrutura leve e suficientemente resistente. Na figura 2.2 é também mostrada a estrutura da nova estrutura da asa, a versão 2.

Por fim, torna-se importante nesta fase a divisão da asa em partes, de modo a facilitar o máximo possível, o seu transporte. Na divisão da asa deve-se ter em conta a dimensão dos painéis solares. Os painéis solares são constituídos por dois tipos diferentes, um de dez células ligadas em série por duas filas de cinco células, cujas dimensões são 640 mm de comprimento e 256 mm de largura, e um de doze células em duas filas de seis células em que as dimensões são 766 mm de comprimento e 256 mm de largura. Conjugando a disposição dos painéis na asa verificou-se que haveria duas hipóteses possíveis, a divisão da asa em quatro partes com simetria no eixo longitudinal da fuselagem ou a divisão em três partes - uma central e duas laterais semelhantes. A figura 2.5 mostra as duas soluções a ponderar.

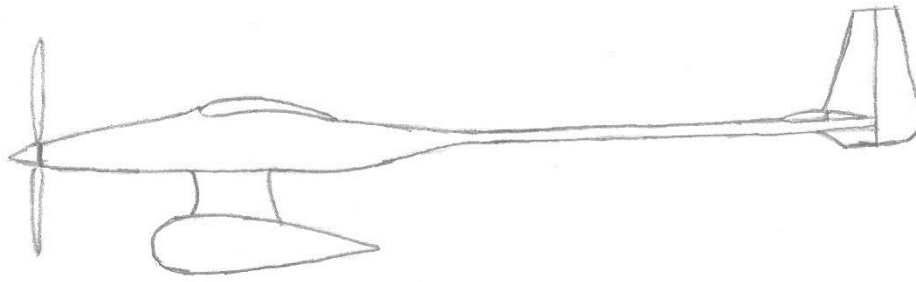


**Figura 2.4 - Modelos de desmontagem da asa**

A escolha incidu sobre o modelo 2, visto que o modelo 1 apresenta uma grande limitação a nível estrutural, a divisão ao centro onde as tensões diretas são maiores. Para ultrapassar tal, seria necessário um maior reforço que levaria a um acréscimo de peso. Além disso, um número maior de divisões representa, tipicamente, maior peso em elementos de união para manter a integridade estrutural de uma secção continua. Um outro fator contributivo para esta opção é de que três painéis alares com dimensões parecidas, torna mais conveniente o transporte usando uns suportes próprios para o efeito.

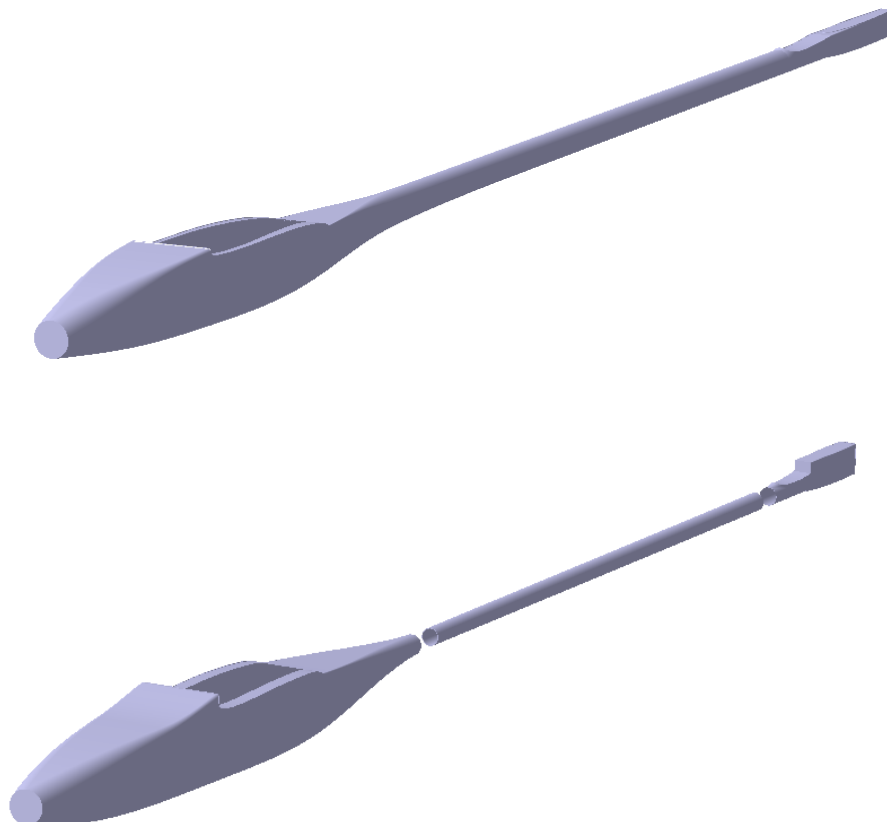
### 2.3.2 Conceito da fuselagem.

A fuselagem tem dois principais objetivos, suportar os vários componentes necessários à operação e fazer a ligação entre a asa e as empenagens horizontal e vertical. Inicialmente esta fuselagem era dividida em dois corpos fuselados. Esta opção foi tomada tendo em conta o requisito de projeto da descolagem com lançamento à mão. Por conseguinte a largura máxima da fuselagem não pode exceder a largura da mão, estando esta ergonomicamente aberta para segurar a fuselagem com firmeza de forma a imprimir força no lançamento. Consequentemente, os componentes seriam divididos entre estes dois compartimentos. A solução incidu sobre a colocação dos componentes essenciais para o voo no compartimento principal durante o período de ensaios e o compartimento secundário ser amovível durante esta fase. De seguida, na operação regular, este segundo estaria contido na aeronave. Na figura 2.5 está mostrado o esboço inicial da aeronave desta configuração da fuselagem.



**Figura 2.5 - Esboço inicial da fuselagem**

Durante o desenvolvimento do projeto verificou-se que apenas o compartimento principal seria necessário, contendo espaço útil suficiente para uma adequada colocação de todos os componentes sem comprometer a largura máxima imposta para o lançamento à mão. Na figura 2.6 pode-se visualizar a fuselagem na sua versão 1.



**Figura 2.6 - Fuselagem versão 1 (em cima) e fuselagem versão 2 (em baixo)**

A solução apresentada é constituída por uma peça única em fibra de carbono laminada com resina epoxy. Após uma análise inicial de peso e centragem verificou-se nesta solução um problema de centro de gravidade (CG) mais recuado que o normal. Este deve-se ao comprimento da fuselagem à frente da asa ser demasiado pequeno. Mediante a alteração dos desenhos desta secção, verificou-se que a cauda poderia facilmente convergir para um tubo mais perto da saída do corpo fuselado. Foi então que se colocou a hipótese desta fuselagem ser dividida em três partes: um corpo, uma cauda e um suporte das empenagens. A cauda neste caso seria simplesmente constituída por um tubo. Com a alteração dos desenhos, obteve-se a nova solução sendo que a divisão da fuselagem seria na ligação cauda-fuselagem. Surge a fuselagem versão 2, estando apresentada também na figura 2.6.

Durante a fase de testes do pré-protótipo, verificou-se um risco significativo no lançamento da aeronave à mão, devido à sua velocidade de saída estar próxima da velocidade de perda. Foi então decidida a construção adicional de um sistema de apoio à decolagem: um trem auxiliar na forma de um carrinho que facilita o rolamento na pista na fase de decolagem desacoplando-se da aeronave na saída desta para o ar. A figura 2.7 mostra esse componente já construído numa fase experimental, tendo sido testado devidamente e utilizado nos ensaios de voo.

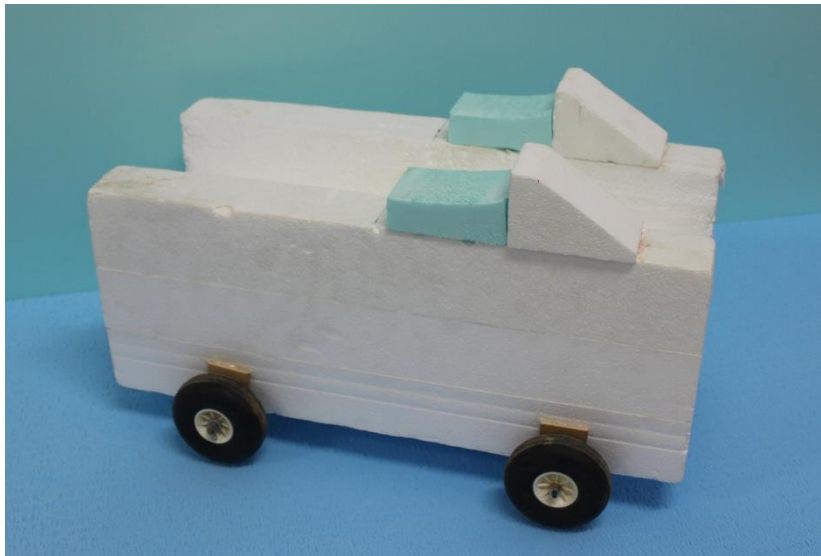


Figura 2.7 - Trem removível

### 2.3.3 Conceito das empenagens horizontal e vertical.

O conceito das empenagens baseou-se na configuração mais convencional. Neste contexto, verificou-se não existir nenhuma razão óbvia de optar por uma configuração

diferente. Esta configuração é denominada por convencional ou em “T” invertido. No futuro, e após mais ensaios de descolagem, se o método de lançamento com recurso ao carrinho evidenciar a necessidade de subir a posição da empenagem horizontal para evitar que esta embata no carrinho, a configuração será revista em conformidade.

A estrutura das empenagens é bastante simples, constituída por um bordo de ataque, um bordo de fuga e nervuras de ligação entre si. A longarina, além de uma zona maciça de madeira de balsa, contém duas mesas constituídas por tensores de fibra de carbono unidirecional. A posição das longarinas coincide com a ligação da parte fixa à parte móvel. As partes fixas das empenagens são envolvidas por uma casca de madeira de balsa. As partes móveis contêm uma estrutura semelhante (diferindo a ausência da casca), sendo esta leve e resistente, constituída por um bordo de ataque, um bordo de fuga e nervuras entre si. O revestimento das duas empenagens é constituído por película termo retrátil. Na figura 2.8 são mostradas a empenagem horizontal e a empenagem vertical.



**Figura 2.8 - Empenagem horizontal (à esquerda) e empenagem vertical (à direita) com cortes de secção da casca**

Tendo já definidas as empenagens e o suporte das mesmas à fuselagem, resta definir um esquema de montagem e desmontagem. Devido à dimensão e ao espaço que as duas empenagens ocupam num veículo ligeiro, decidiu-se desmontar a empenagem horizontal formando o tubo da cauda, o suporte das empenagens e a empenagem vertical um componente único. Esta solução permite que este conjunto seja transportado no mesmo plano, o que facilita bastante este processo. Para a montagem e desmontagem da empenagem horizontal surge então a solução contendo três apoios, constituídos por dois pinos na parte de trás e um parafuso no bordo de ataque.

## 2.4 Escolha dos materiais

A seleção dos materiais a utilizar no âmbito do projeto e construção desta aeronave teve em conta vários fatores bastante relevantes. Estes são o custo e a facilidade de aquisição dos mesmos, a adequação dos materiais à estrutura pretendida e a facilidade de transformação destes à forma pretendida no processo de construção do avião. Os principais materiais escolhidos são: a balsa, o poliestireno extrudido, o contraplacado, a madeira de pinho, a fibra de carbono e a película termo aderente. Na figura 2.9 é mostrado um desenho da aeronave, com distinção de cores, contendo os diversos materiais utilizados.

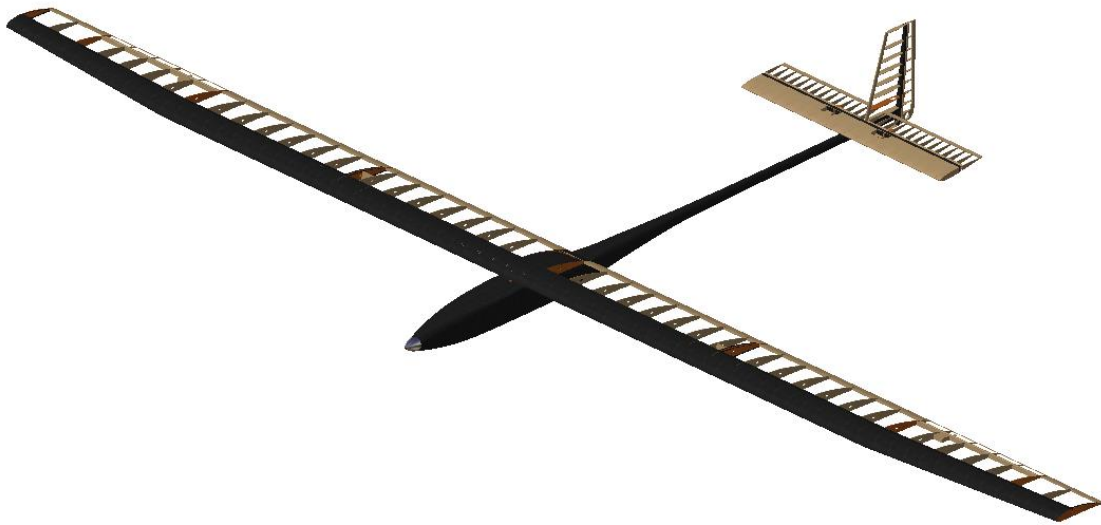


Figura 2.9 - Materiais do LEEUAV

Visualizando a figura 2.9, as partes a castanho claro representam a madeira de balsa, enquanto as partes a castanho mais escuro representam o contraplacado. Pode também visualizar-se a negro partes que representam o compósito de fibra de carbono e resina epoxy. Na frente da fuselagem visualiza-se a cor cinza representando o alumínio do *spinner* da hélice. Não visível está um núcleo de espuma de poliestireno extrudido no interior da casca do compósito contido na asa. Além disso, também não estão visíveis os reforços interiores da secção central da asa constituídos por madeira de pinho.

Iniciando pela madeira de balsa, esta é historicamente um dos materiais mais utilizados no aeromodelismo pois contém várias vantagens entre elas a sua resistência específica, sendo a característica que a faz sobressair entre as outras madeiras comuns. Outras vantagens que justificam a sua grande aplicação neste tipo de estruturas são o preço relativamente acessível e uma grande facilidade de transformação. Este material é o mais utilizado neste conceito estando presente no bordo de fuga, nas empenagens, nos *ailerons* e nas nervuras. Foi elaborado um estudo para a tomada de decisão do material das nervuras,

entre a madeira de balsa e a espuma AIREX C70 com casca de fibra de carbono, sendo apresentado na secção 4.1 que trata do ensaio das nervuras.

A espuma de poliestireno extrudido denominada frequentemente como “roofmate” ou “wallmate” é também utilizada, constituindo o material predominante para a construção do pré-protótipo uma vez que, este material é de bastante fácil transformação e tem um custo associado bastante baixo. Está também presente na estrutura do protótipo, formando o núcleo da caixa de torção uma vez que tem uma densidade relativamente baixa. O núcleo de espuma do protótipo faz a ligação entre a casca de fibra de carbono promovendo a estabilidade estrutural desta secção. O mesmo material proporciona também alguma rigidez à estrutura da asa do protótipo, uniformizando a distribuição das tensões aplicadas na estrutura da caixa de torção e longarina.

O contraplacado referido é constituído por folhas de madeira de pinho, coladas em camadas. Este material tem um custo relativamente acessível e é de transformação bastante fácil. Além disso, o contraplacado confere a uma estrutura uma rigidez bastante acima da madeira de balsa com algum acréscimo de peso. No entanto, existem secções específicas da estrutura que estarão sujeitas a tensões localizadas acima das previstas na estrutura como um todo, onde a aplicação desta madeira é mais adequada comparativamente com a madeira de balsa. As partes específicas são as nervuras das extremidades das secções da asa e das extremidades dos *aileron*s, a parte central no encaixe da asa à fuselagem e as nervuras na zona de união dos painéis das asas. As nervuras de ponta de asa devem ser resistentes para eventuais tensões elevadas no transporte e manuseamento da asa. As nervuras das extremidades dos ailerons criam uma resistência adicional mediante a carga da deflexão destas superfícies de controlo. A estrutura central da asa tem o objetivo de transmitir as tensões alares à fuselagem.

Foram também escolhidos materiais compósitos sendo que neste caso as fibras de carbono foram laminadas com resina epoxy. Este compósito, localizado em determinadas secções da estrutura e com determinadas orientações das fibras que compõem a matriz, confere uma resistência e rigidez bastante elevada, tornando-se muitas vezes essencial para uma estrutura leve e suficientemente resistente. No entanto, da escolha deste material provêm algumas desvantagens como o seu elevado custo, dificuldade de construção em secções complexas e também o facto de impedir comunicações com a aeronave.

No LEEUAV é utilizada a fibra de carbono em tecido bidirecional com resina epoxy na casca da caixa de torção, com orientação das fibras a 45° entre si e o eixo lateral da aeronave. Este posicionamento da matriz confere à estrutura da asa uma elevada resistência à torção. São também utilizados tensores de carbono unidirecional adquiridos previamente para a construção da longarina da aeronave criando assim a necessária resistência à flexão da asa. Estes são também elementos presentes nas nervuras das pontas de cada painel da asa, com o propósito de um reforço estrutural nestas secções, promovendo maior resistência ao impacto proveniente da montagem e desmontagem da asa e do transporte da mesma. Uma outra razão para a colocação de tensores nas pontas de asa deve-

se ao esforço causado pela retração da tela termo retrátil na aplicação do revestimento da asa. Os esforços de retração da tela forçam as nervuras a arquearem para dentro da asa

Por fim, como elemento de ligação de toda a estrutura e acabamento da mesma, é utilizada a película termo aderente. Este revestimento é tipicamente escolhido neste tipo de aeronaves pois confere uma superfície lisa e contínua. Este material tem duas características principais: a aderência e retração mediante a aplicação do calor. A aplicação deste plástico permite a construção de uma estrutura leve, resistente às forças de corte e um pequeno incremento da resistência à torção. A aplicação da tela, embora não seja uma tarefa complexa, é um trabalho moroso.

# Capítulo 3

## 3. Projeto Preliminar

Para esta fase do projeto do UAV solar foi efetuado um estudo paramétrico. Este, contém várias combinações da geometria da aeronave e os cálculos necessários para uma aproximação baseada nas fórmulas da mecânica do voo, que descrevem as várias características da aeronave em todas as fases do voo. No entanto, existem restrições provenientes dos requisitos de projeto enunciados acima, a ter em conta no mesmo estudo. Além disso para efetuar o estudo paramétrico deve ter-se em conta várias considerações e fazer alguns cálculos de antemão. Estes estão descritos na secção seguinte.

### 3.1 Considerações para o estudo paramétrico

#### 3.1.1 Definição da missão

Para a missão da aeronave é necessário ter em conta vários aspetos importantes. Destes, uns referem-se a pontos críticos da operação da aeronave e outros advêm diretamente dos requisitos da missão.

Em primeiro lugar, na descolagem, uma vez que esta é feita por lançamento à mão, é necessário clarificar a máxima força deste mesmo lançamento. Para tal, foi considerada uma força de 30N como sendo passível de ser aplicada por uma pessoa em média. Além disso nesta mesma fase é também importante a definição da distância máxima de descolagem, sendo a mesma definida em 3 m, representando a amplitude do braço no lançamento associada à execução de uma passo por parte da pessoa que faz o lançamento. Considerou-se que a amplitude do movimento do braço tem 2 m e o passo tem 1 m.

Na fase de subida é definida uma razão de subida mínima dada por 1,667 m/s, o que permite subir 1000 m em cerca de 10 min.

Nas voltas da aeronave também se torna necessário definir alguns parâmetros. Por um lado, é definido um ângulo de pranchamento mínimo de 45° para a volta da aeronave. Por outro lado, é definido um fator de carga mínimo de 1,414 associado ao ângulo de pranchamento anteriormente definido por 45°.

Na fase de cruzeiro são definidas a velocidade máxima e velocidade mínima da aeronave, sendo que estes parâmetros advêm diretamente dos requisitos da missão e das características do UAV. A velocidade mínima definida é 6,94 m/s e a velocidade máxima é 52,78 m/s.

Relativamente às altitudes das fases de voo, estas são definidas por 0 m na fase de descolagem e subida, e por 1000 m na fase de volta e cruzeiro, sendo que a última provém diretamente dos requisitos de missão da aeronave. Com estas altitudes (h) estão associados vários parâmetros que variam com a mesma segundo o modelo de atmosfera padrão. Estes parâmetros da atmosfera padrão são a temperatura atmosférica (T), a pressão atmosférica (P), a massa volúmica do ar ( $\rho$ ), a velocidade do som (a) e a viscosidade cinemática do ar ( $\mu$ ). Os parâmetros que caracterizam a atmosfera estão representados na tabela 3.1.

h [m]	0	1000
T [K]	288,150	281,650
P [kPa]	101,325	89,875
$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	1,225	1,112
a [m/s]	340,294	336,434
$\mu$ [kg/ms]	$1,78 \times 10^{-5}$	$1,75 \times 10^{-5}$

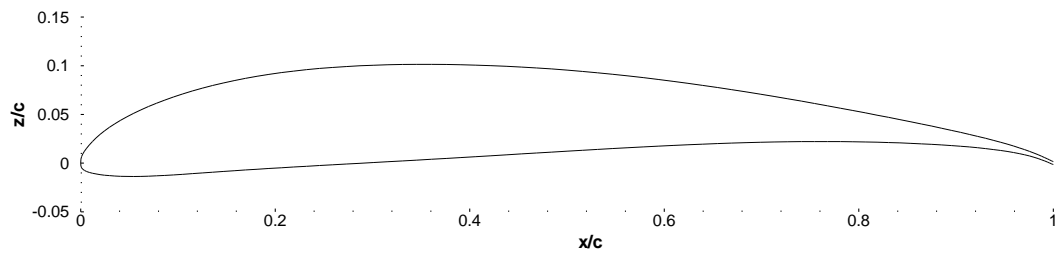
Tabela 3.1 - Parâmetros variáveis com a altitude

Por fim, para um consumo energético mais eficiente, são iterados a fração de acelerador e a intensidade de corrente. A intensidade de corrente é ajustada para a potência propulsiva. Do valor obtido da intensidade de corrente do motor é obtida uma fração de acelerador que iguala a potência propulsiva com a potência requerida. O ajuste da fração de acelerador é obtido por um processo iterativo da corrente do motor, potência propulsiva e potência requerida. Em Gamboa et al <sup>[22]</sup>, o processo de ajuste da fração de acelerador é explicado com detalhe.

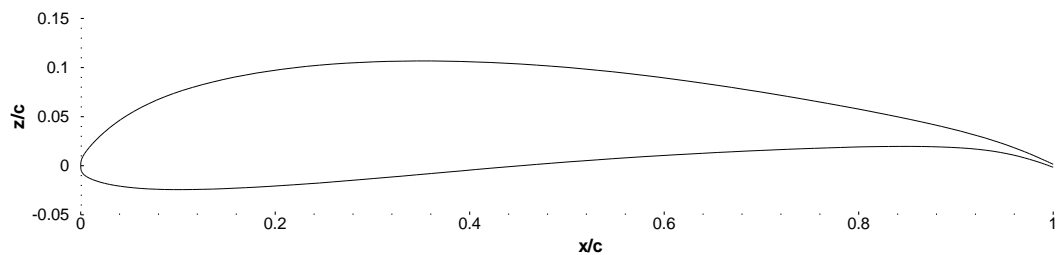
### 3.1.2 Escolha do perfil

Na escolha do perfil foram tidos em conta aspetos variados para um desempenho adequado à operação específica da aeronave. Qualquer solução tem inerente um compromisso de vantagens e desvantagens, e o peso atribuído a cada uma destas para a escolha da solução mais adequada. Aliado à experiência e conhecimentos dos intervenientes do projeto, decidiu-se desenhar um perfil que melhor se ajustasse a esta missão. Para tal, foi utilizada uma ferramenta computacional de otimização aerodinâmica acoplada ao XFOIL. Sendo o objeto deste estudo um UAV com um voo de cruzeiro realizado a velocidades muito baixas, este perfil tem necessariamente que demonstrar bom desempenho em números de *Reynolds* (Re) baixos, uma vez que este está diretamente ligado à velocidade. Além disso, torna-se necessário uma solução em que o coeficiente de resistência ao avanço ( $C_D$ ) seja mínimo num intervalo de valores de coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) entre 0,6 e 1,5. Por motivos de adequação à aeronave, este deverá ter uma espessura relativa mínima de 10 % para um bom desempenho estrutural da longarina. No decorrer do projeto verificou-se

também grande importância numa espessura de bordo de fuga mínima de 1 mm, tornando a asa mais tolerante a possíveis danos provenientes do seu manuseamento, facilitando a construção dos elementos do bordo de fuga. Partindo destes pressupostos, a solução do processo de otimização que tinha por objetivo minimizar o coeficiente de arrasto no intervalo de coeficientes de sustentação mencionado acima, está demonstrada num perfil de espessura 10 % apresentado na figura 3.1.



**Figura 3.1 - Perfil do UAV solar com 10% de espessura relativa.**



**Figura 3.2 - Perfil do UAV solar com 12% de espessura relativa.**

No decorrer do projeto, mediante a concepção estrutural do UAV, verificou-se que um pequeno aumento da espessura do perfil poderia ser mais adequado à aeronave pois, permite um aumento da resistência estrutural. Desta forma, partindo da solução anterior foi criado um novo perfil com espessura relativa de 12 % estando mostrada na figura 3.2.

Para a caracterização do perfil da aeronave é necessária a apresentação dos gráficos de desempenho aerodinâmico. Para tal, os gráficos contêm os dados dos dois perfis em análise, são calculados para  $Re.C_L^{1/2}$  de 150000, estando mostrados nas figuras 3.3 e 3.4.

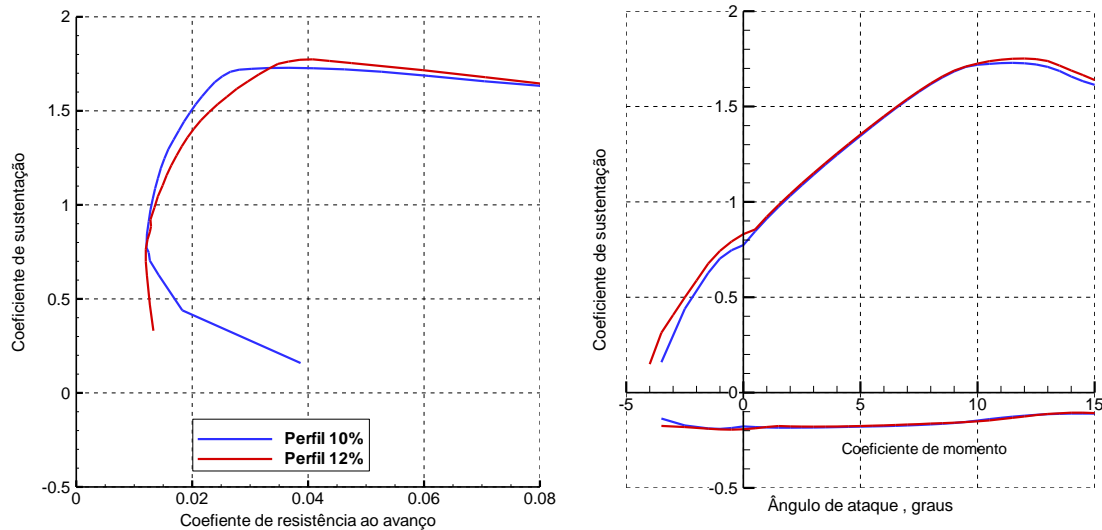


Figura 3.3 - Polar de arrasto e curva do coeficiente de sustentação e relação ao ângulo de ataque

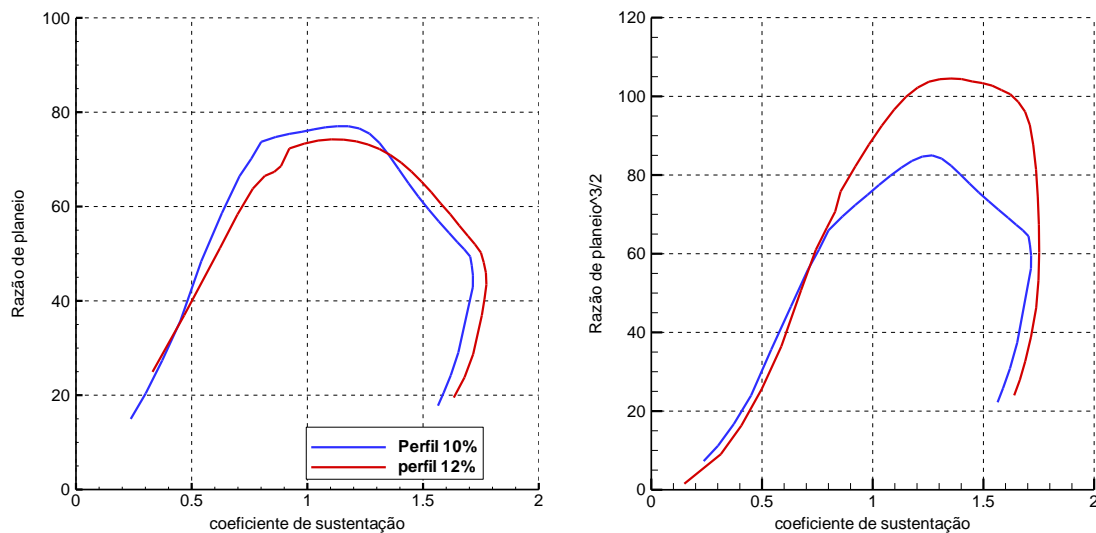


Figura 3.4 - Curvas da razão de planeio em função do coeficiente de sustentação e força de sustentação<sup>3/2</sup> / resistência ao avanço em função do coeficiente de sustentação.

Na figura 3.3 é importante verificar que a substituição do perfil inicial pelo novo mais espesso não tem um impacto muito significativo no desempenho aerodinâmico do perfil na gama de C<sub>L</sub> de projeto (de 0,6 a 1,5) e em particular no C<sub>L</sub> correspondente à velocidade de cruzeiro de 1. Nas curvas da polar de arrasto verifica-se um ligeiro aumento do coeficiente de resistência ao avanço como seria de esperar. No gráfico do coeficiente de sustentação e coeficiente de momento em função do ângulo de ataque, este aumento da espessura é muito pouco notório nestes parâmetros. No entanto nas curvas representadas na figura 3.4 está mostrado o impacto no alcance da aeronave e na autonomia, respetivamente, das espessuras do perfil em análise. Assim sendo, o perfil mais espesso é o seleccionado para ser utilizado no estudo paramétrico.

### 3.1.3 Estimativa inicial de peso

Sendo o peso da aeronave um fator tão importante na eficiência do voo, tornou-se necessário a estimativa do peso da aeronave mediante o tipo de estrutura idealizada no projeto conceptual. A estimativa inicial deve ter em conta todos os equipamentos que a aeronave necessitará de utilizar na sua operação.

Para tal, foi efetuada a estimativa por comparação a uma aeronave semelhante em alguns aspetos onde são conhecidas em detalhe todas as características e, mais importante para este estudo, o peso de todos os componentes que a constituem. Esta aeronave foi em 2011 a vencedora da competição AIR CARGO CHALLENGE 2011 (ACC'2011). Esta apresenta características geométricas bastante semelhantes às anteriormente idealizadas no conceito do LEEUAV. Na tabela 3.2 e na figura 3.5 são mostradas as especificações necessárias para o estudo e uma imagem da aeronave, respetivamente.

Parâmetro	Descrição	Valor
$b_{ref}$	Envergadura de referência	4,2 m
$\bar{c}_{ref}$	Corda média de referência	0,36 m
$l_{fus}^{ref}$	Comprimento da fuselagem de referência	1,8 m
$W_{str}^{ref}$	Peso da estrutura de referência	13,39 N
$W_{eh}^{ref}$	Peso da empenagem horizontal de referência	0,86 N
$W_{ev}^{ref}$	Peso da empenagem vertical de referência	0,57 N
$W_{fus}^{ref}$	Peso da fuselagem de referência	3,99 N
$W_a^{ref}$	Peso da asa de referência	7,97 N
$t/c_{ref}$	Espessura do perfil de referência	0,12
$\lambda_{ref}$	Enflechamento de referência	0,6
$n_{ref}$	Fator de carga de referência	3

Tabela 3.2 - Características da aeronave utilizada para a estimativa inicial de peso.



Figura 3.5 - Representação da aeronave de referência.

Inicialmente é necessário calcular as frações de peso da asa, fuselagem e empenagens, relativamente à estrutura de referência. Sendo que,

$$K_a = \frac{W_a^{ref}}{W_{str}^{ref}} ; K_{ev} = \frac{W_{ev}^{ref}}{W_{str}^{ref}} ; K_{eh} = \frac{W_{eh}^{ref}}{W_{str}^{ref}} ; K_{fus} = \frac{W_{fus}^{ref}}{W_{str}^{ref}}$$

Os resultados obtidos estão representados na tabela 3.3.

Parâmetro	Descrição	Valor
$K_a$	Fração de peso da asa relativamente ao peso de referência	0,595
$K_{eh}$	Fração de peso da empenagem horizontal relativamente ao peso de referência	0,064
$K_{ev}$	Fração de peso da empenagem vertical relativamente ao peso de referência	0,043
$K_{fus}$	Fração de peso da fuselagem relativamente ao peso de referência	0,298

Tabela 3.3 - Frações de pesos da aeronave de referência.

Para a estimativa do peso da aeronave é utilizada a seguinte fórmula <sup>[22]</sup>:

$$W_0 = W_{str}^{ref} + \Delta W_a + \Delta W_{ev} + \Delta W_{eh} + \Delta W_{fus} \quad (1)$$

Em que  $\Delta W_a$ ,  $\Delta W_{ev}$ ,  $\Delta W_{eh}$  e  $\Delta W_{fus}$  referem-se ao acréscimo de peso da asa, empenagem vertical, empenagem horizontal e fuselagem, respetivamente, relativamente à estrutura de referência.

As fórmulas usadas para os acréscimos de peso são mostradas de seguida [22]:

$$\Delta W_a = K_a * W_{str}^{ref} * \left[ m_f * \left( \frac{c}{c_{ref}} \right)^{0.158} * \left( \frac{b}{b_{ref}} \right)^{1.358} * \left( \frac{t/c}{t/c_{ref}} \right)^{-0.3} * \left( \frac{\lambda_a}{\lambda_a^{ref}} \right)^{0.04} * \left( \frac{nW}{n_{ref} * W_{ref}} \right)^{0.49} - 1 \right] \quad (2)$$

$$\Delta W_{ev} = K_{ev} * W_{str}^{ref} * \left[ m_f * \left( \frac{c}{c_{ref}} \right)^{0.873} * \left( \frac{b}{b_{ref}} \right)^{1.747} * \left( \frac{nW}{n_{ref} * W_{ref}} \right)^{0.376} - 1 \right] \quad (3)$$

$$\Delta W_{eh} = K_{eh} * W_{str}^{ref} * \left[ m_f * \left( \frac{c}{c_{ref}} \right)^{1.794} * \left( \frac{b}{b_{ref}} \right)^{0.896} * \left( \frac{nW}{n_{ref} * W_{ref}} \right)^{0.414} - 1 \right] \quad (4)$$

$$\Delta W_{fus} = K_{fus} * W_{str}^{ref} * \left[ m_f * \left( \frac{l_{fus}}{l_{fus}^{ref}} \right)^1 * \left( \frac{nW}{n_{ref} * W_{ref}} \right)^{0.5} - 1 \right] \quad (5)$$

Utilizando o valor do fator de correção das ligeiras diferenças de densidades dos materiais com o valor de 1.1 ( $m_f$ ) e resolvendo as equações (1) até (5) obtêm-se os resultados mostrados na tabela 3.4.

Parâmetro	Descrição	Valor
$\Delta W_a$	Acréscimo da asa relativamente à estrutura de referência	1,87 N
$\Delta W_{ev}$	Acréscimo da empenagem vertical relativamente à estrutura de referência	0,08 N
$\Delta W_{eh}$	Acréscimo da empenagem horizontal relativamente à estrutura de referência	-0,01 N
$\Delta W_{fus}$	Acréscimo da fuselagem relativamente à estrutura de referência	1,21 N
$W_{est}$	Peso estimado da aeronave	52,40 N

Tabela 3.4 - Resultados dos acréscimos de peso e estimativa inicial do peso da aeronave

### 3.1.4 Escolha do sistema propulsivo

Embora o dimensionamento extensivo do sistema propulsivo esteja a cargo do parceiro Instituto Superior Técnico (IST) [23] é importante referir em modos gerais a escolha que foi feita neste trabalho prático, uma vez que este será tido em conta nos cálculos do estudo paramétrico e será necessário para os ensaios.

#### 3.1.3.1 Motor e Hélice

A escolha deste conjunto tem uma grande influência no desempenho da aeronave. Nesta fase, embora existam algumas limitações, o fator mais importante a ter em conta é o consumo energético durante a missão como um todo. Sabendo que a fase de cruzeiro é a mais significativa em todo o voo, este conjunto deve ajustar-se à mesma de modo que permita uma sobra da energia recolhida nos painéis para a carga da bateria. Porém, a escolha do conjunto motor e hélice deve ter em conta várias fases críticas da operação. Na decolagem é necessária máxima tração para rapidamente acelerar a aeronave até à velocidade de voo num lançamento à mão. É também na subida que o conjunto deve permitir à aeronave uma razão de subida mínima para rapidamente atingir a altitude de cruzeiro. Além disso, este conjunto deve ser necessário para que o UAV descreva em segurança uma volta coordenada. Por fim, é também importante frisar um dos requisitos de missão que está diretamente relacionado com o sistema propulsivo: o cumprimento de um voo contínuo de 8 horas.

Posto isto, de entre muitos candidatos, foram escolhidos 4 motores que contêm características que se adequam a este avião. O Hyperion 3025-10, o Hyperion 3020-08, o Turnigy 3548/4 e o NTM 35-36A. Na figura 3.6 são mostradas imagens destes motores.

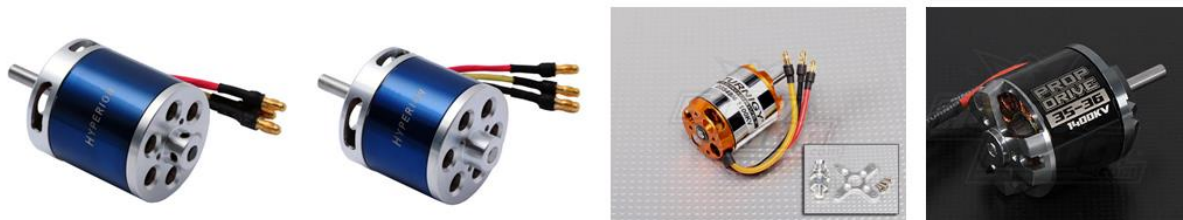


Figura 3.6 - Hyperion 3025-10 [14], Hyperion 3020-08 [15], Turnigy D3548/4 [16] e NTM 35-36A [17]

As características principais destes motores são dadas pela constante de rotação do motor (Kv), a corrente máxima ( $I_{max}$ ), a potência máxima ( $P_{max}$ ) e a massa (m) e estão representadas na tabela 3.5.

	Hyperion ZS 3025-10	Hyperion ZS 3020-08	Turnigy D3548/4	NTM 35-36A
<b>Kv [rpm/v]</b>	775	1135	1100	1400
<b><math>I_{max}</math> [A]</b>	65	70	50	55
<b><math>P_{max}</math> [W]</b>	1150	1050	910	550
<b>m [kg]</b>	0,1976	0,1617	0,159	0,117

Tabela 3.5 - Principais características dos motores escolhidos.

Mediante os cálculos efetuados relativamente ao conjunto motor e hélice no estudo paramétrico, torna-se possível obter o consumo destes para a melhor hélice escolhida.

As combinações de motor e hélice, e o resultado do consumo deste conjunto podem ser visualizados na tabela 3.6.

Motor	Hélice	Consumo [Wh]
<b>Hyperion ZS 3025-10</b>	13x8	645
<b>Hyperion ZS 3020-8</b>	12x6	685
<b>Hyperion ZS 3020-8</b>	11x7	725
<b>Hyperion ZS 3020-8</b>	11x5.5	735
<b>Turnigy 3548/4</b>	12x6	810
<b>NTM 35-36<sup>a</sup></b>	12x6	830

Tabela 3.6 - Resultados dos consumos dos conjuntos calculados.

É importante notar, que os valores de consumo da tabela 3.6 referem-se a toda a missão com todos os sistemas a funcionarem numa operação típica. Perante os resultados apresentados de consumo energético, a escolha do conjunto incidiu sobre o motor Hyperion ZS 3025-10 com uma hélice de 13x8 (13 polegadas de diâmetro e 8 de passo).

### 3.1.3.2 Painel Solar

A escolha do painel solar surgiu no início do projeto. Os aspetos mais importantes a ter em conta na escolha do mesmo foram: a eficiência, o custo associado e a flexibilidade mecânica.

Os dois primeiros estão diretamente ligados entre si. No entanto esta relação não é de todo proporcional. Para um pequeno acréscimo de eficiência, o custo associado aumenta bastante. A flexibilidade de grande parte dos painéis solares é praticamente nula e em qualquer mínimo esforço ou vibração, estes partem com muita facilidade. Perante isto a escolha incidiu por painéis solares da marca SunPower, em que o modelo é C60. Estes apresentam uma eficiência que pode chegar a 22,5%. Além disso, estes são fornecidos com um encapsulamento bastante bom o que permite bastante flexibilidade quando comparados com os mais comuns. Para um bom ajuste dos painéis solares à curvatura do perfil e alguma

flexão e torção proveniente das cargas aplicadas na asa, é necessária alguma flexibilidade dos mesmos. Na figura 3.7 está representada uma célula solar desta marca assim como, as suas dimensões e características

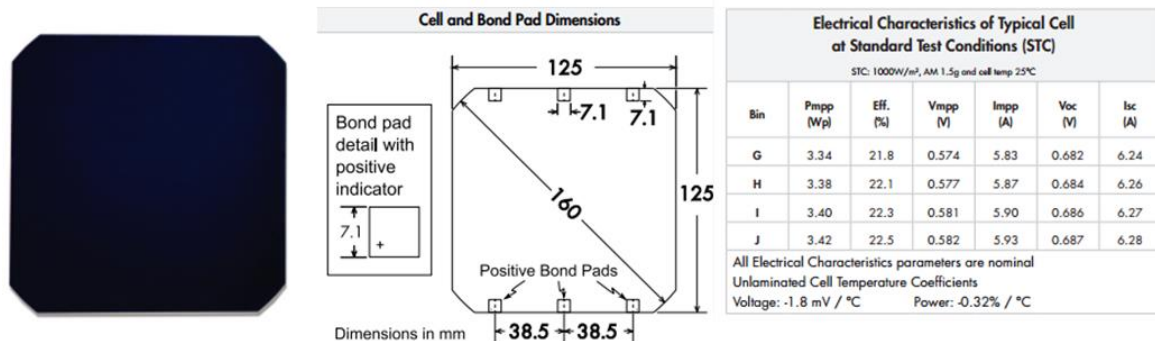


Figura 3.7 - Representação da célula Solar, dimensões e características [18]

Os painéis solares são fornecidos com um posicionamento de células mediante a necessidade. A escolha do ponto de projeto determina o número de células através do estudo paramétrico.

### 3.1.3.3 Bateria

Dentro das várias baterias existentes o tipo de bateria escolhida é LiPo (*Lithium Polymer*). Este tipo de baterias é o mais comum em aeronaves não tripuladas embora esteja também associado a outras aplicações. As características que as distinguem de muitas outras são a elevada capacidade de descarga, quando comparadas com a sua capacidade energética, e densidade energética elevada. Nos resultados do conjunto motor e hélice, estes estão já dimensionados para este tipo de bateria. Dentro destas baterias existe uma vasta gama de tensões (V) mediante a quantidade de células emparelhadas em série. A que mais se ajusta a este UAV é a bateria de 3 células que opera a uma tensão nominal de 11,1V.

Escolhido o número de células, resta escolher a capacidade da mesma. Esta solução provém dos resultados do estudo paramétrico.

### 3.1.3.4 Carregador Solar

Associado ao uso de painéis solares está um carregador solar que regula a energia recebida pelo painel para o carregamento da bateria. Os carregadores mais comuns, hoje em dia contêm a tecnologia MPPT (*Maximum Power Point Tracking*). Esta tecnologia permite um ajuste mais eficiente da corrente elétrica para um aumento da potência extraída aos painéis solares.

Para o tipo de baterias que é pretendido utilizar neste UAV, existem muito poucos carregadores solares compatíveis com as mesmas. É importante relembrar, que estas baterias têm uma curva de carregamento específico, ao qual o carregador necessita de ser adequado. Então, a solução adotada para este componente é o carregador Genasun GV-10 LiPo. Este carregador é compatível com as baterias LiPo de 3 células e permite uma potência de até 140 W. Na figura 3.8 está mostrado o carregador solar.



Figura 3.8 - Carregador solar Genasun GV-10 <sup>[19]</sup>

### 3.1.3.3 Variador

A seleção do variador ou ESC (*Electronic Speed Controller*) depende das especificações do motor. O mais importante a ter em conta é que este deve ter a capacidade de passagem de intensidade de corrente superior à corrente máxima do motor. Anteriormente, este valor está mostrado como 65 A. Mediante isto, o variador escolhido é o modelo Castle Creations Phoenix Edge Lite 100A. Este modelo suporta uma intensidade de corrente máxima de 100 A contínuos sendo assim, bastante adequado para esta aplicação. Na figura 3.9 é mostrado este componente.

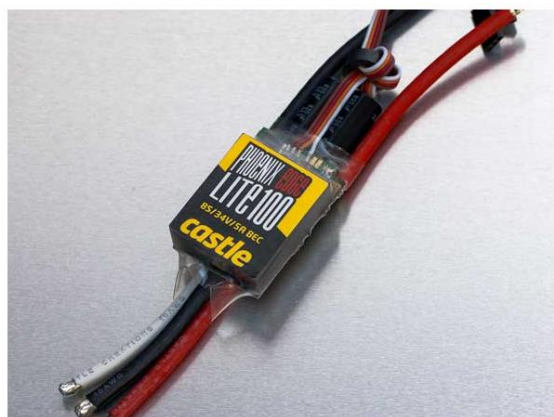


Figura 3.9 - Variador Castle Creations Phoenix Edge Lite 100A <sup>[20]</sup>

### 3.1.5 Sistema de comando

#### 3.1.4.1 Servos

Para a atuação das superfícies de controle da aeronave são utilizados servos. Para esta aeronave são adequados servos com robustez mecânica para resistir a esforços de rajadas e outras tensões da operação. Os servos escolhidos para este caso são os Corona DS-939 MG. Estes servos contêm engrenagens metálicas e um controle digital. Na figura 3.10 está representado o servo escolhido.



Figura 3.10 - Servo Corona DS-939MG <sup>[21]</sup>

## 3.2 Apresentação do estudo paramétrico.

Uma vez que nesta fase ainda não foi totalmente definida a aeronave, é necessária a consideração das várias possibilidades do dimensionamento da mesma. Para tal, é efetuado um estudo paramétrico utilizando um livro de cálculo desenvolvido para o efeito. Nestes cálculos são consideradas várias possibilidades variando a envergadura e a corda média da aeronave. Com estes parâmetros, somados às considerações para o estudo paramétrico, são utilizadas as equações da mecânica do voo para os cálculos que caracterizam a aeronave.

Em Gamboa et al <sup>[22]</sup> é exposta a metodologia utilizada tendo como base o estudo paramétrico. Neste mesmo estudo são impostos os requisitos da missão e a verificação do cumprimento dos mesmos em cada configuração. Estando o estudo paramétrico concluído, resta a tomada de decisão do ponto de projeto.

### 3.3 Seleção do ponto de projeto.

Perante as soluções apresentadas no estudo paramétrico é selecionado o ponto de projeto. O uso de painéis solares no LEEUAV e as medidas de cada célula, são fatores relevantes para a limitação da corda e da envergadura mínimas da aeronave. As hipóteses em questão são a colocação de uma ou duas filas de células fotovoltaicas ao longo da envergadura. Para uma fila, a corda mínima aceitável é de 0,21m enquanto em duas filas é 0,31m. Esta restrição mínima imposta deve-se às dimensões de cada célula e à flexibilidade limitada pelos painéis solares mediante a curvatura do perfil.

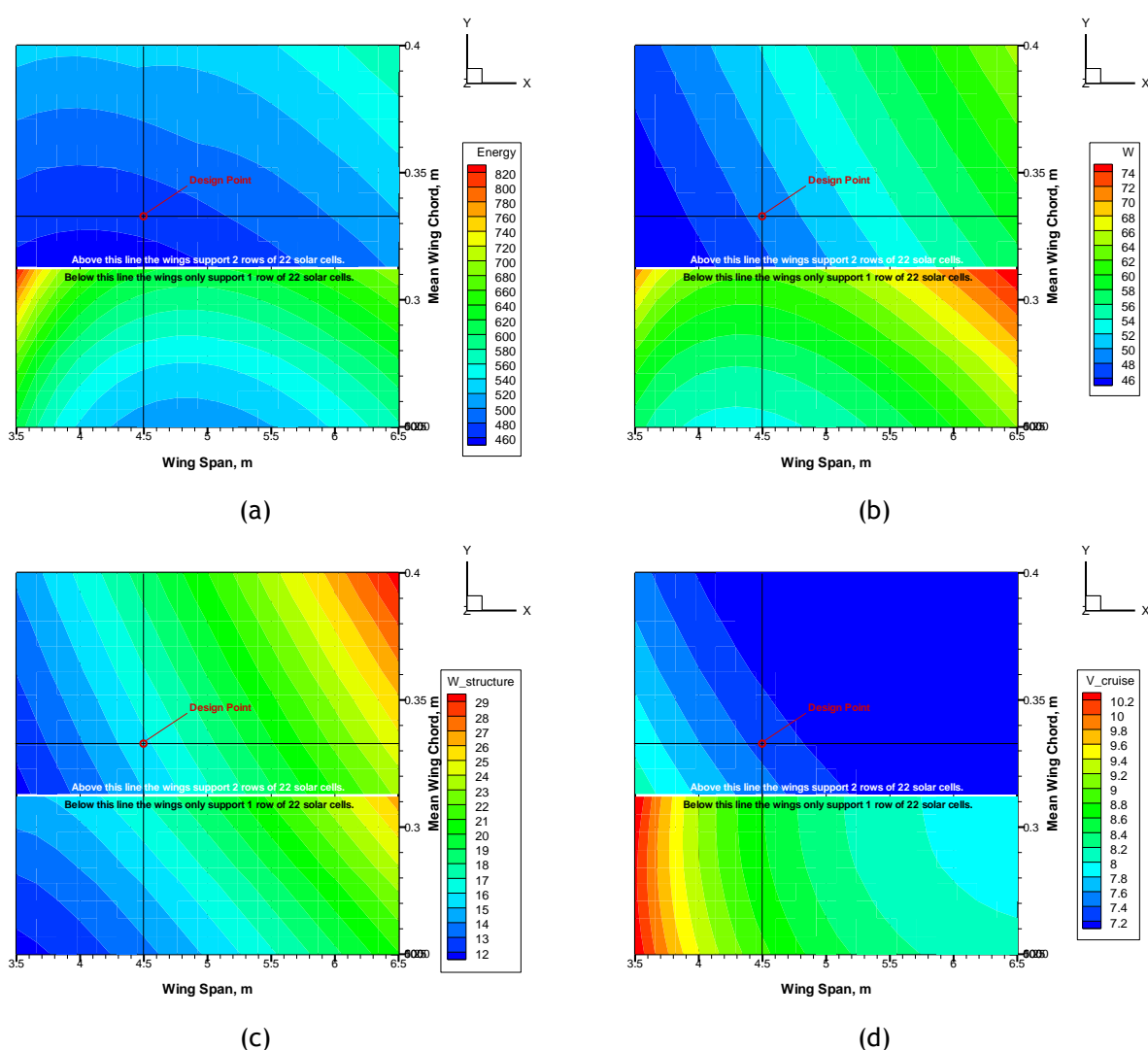


Figura 3.11 - Resultados do estudo paramétrico: energia da missão (a); peso máximo à decolagem (b); peso da estrutura (c); velocidade de cruzeiro (d)

Utilizando a ferramenta de estudo paramétrico criada, são colocadas as duas hipóteses entre uma fila e duas filas de células, sendo feita uma análise de vários parâmetros

importantes do desempenho da aeronave. Os parâmetros de desempenho escolhidos têm relação direta com os requisitos da missão. Os gráficos destes parâmetros estão representados na figura 3.11.

Para a interpretação destes gráficos é importante observar uma linha branca que distingue a colocação de uma fila de células solares (em baixo) e duas filas de células solares (em cima). A razão principal para a escolha entre uma e duas filas de células solares deve-se aos gráficos (a) e (b), representando o consumo da aeronave em todo o voo e o peso máximo à decolagem, respetivamente. É de notar no gráfico (b) uma gama de maior peso máximo à decolagem da aeronave na secção de uma fila de células solares, devendo-se a um acréscimo de energia necessária a ser fornecida por baterias, para o cumprimento do requisito de autonomia imposto. Conclui-se, então, do gráfico (b) que um acréscimo de corda média dado por duas filas de painéis solares é compensatório, pois o mesmo acréscimo tem menor impacto relativo no peso máximo à decolagem, sendo a energia extraída pelos painéis bastante maior. A mesma justificação pode ser observada pela comparação dos gráficos do peso da estrutura (c) com o peso máximo à decolagem (b).

Nesta secção, pode-se verificar também como consequência da escolha de duas filas de células solares, que o consumo energético é bastante menor permitindo a construção de uma aeronave de menor envergadura, o que tendencialmente comportará menores custos associados.

Relativamente ao requisito de velocidade de cruzeiro superior a 7 m/s, qualquer solução do estudo paramétrico cumpre o mesmo.

Assim sendo, a corda média escolhida, tendo uma margem devido à flexibilidade das células, é aproximadamente 0,33m. Como se pode visualizar, o ponto correspondente de envergadura é de aproximadamente 4,5m. Do estudo paramétrico, o ponto ótimo ocorre para uma corda média de cerca de 0,315m e uma envergadura de 4,1m. No entanto, esta solução não foi adotada por se encontrar no limite da transição entre o resultado de uma fila de células e duas filas de células, o que devido à incerteza resultante da metodologia adotada poderia tornar a missão inviável, caso os resultados obtidos apontem num sentido otimista. Por outro lado, uma asa maior permite aumentar a carga útil ou o tempo de voo sem ser necessário reformular o projeto, em particular o da asa.

### 3.4 Características da aeronave.

Nesta secção são mostrados em detalhe alguns resultados das características da aeronave selecionada no projeto preliminar. As características mais importantes estão mostradas na tabela 3.7.

Parâmetro	Descrição	Valor
-----------	-----------	-------

Dimensões		
$b$ [m]	Envergadura	4,5
$\bar{c}$ [m]	Corda média	0,330
$c_r$ [m]	Corda da raiz	0,350
$c_p$ [m]	Corda da ponta	0,250
$A$ [m <sup>2</sup> ]	Área alar	1,485
$A_R$	Razão de aspeto	13,63
Pesos		
$W_E$ [N]	Peso da estrutura	16,36
$W$ [N]	Peso máximo à descolagem	52,40
$W_{\text{payload}}$ [N]	Peso da carga útil	9,81
$W_{\text{energy}}$ [N]	Peso da energia	11,22
Energia		
$C_{\text{bat}}$ [Ah]	Capacidade da bateria	10
$n_{\text{bat}}$	Número de elementos em série	3
$W_{\text{bat}}$ [N]	Peso da bateria	6,12
$n_{\text{panel}}$	Número de células do painel	44
$U_{\text{cell}}$ [V]	Tensão elétrica de cada célula	0,58
$I_{\text{cell}}$ [A]	Corrente elétrica de cada célula	5,93
$e_{\text{panel}}$ [%]	Eficiência do painel	22,5
$P_{\text{panel}}$ [W]	Potência elétrica do painel	151
$W_{\text{panel}}$ [N]	Peso do painel	5,1
Desempenho		
$S_{\text{acel}}$ [m]	Distância de descolagem	2,97
$e$ [h]	Autonomia	8

Tabela 3.7 - Resultados do ensaio quantitativo

Na figura 3.12 é apresentado o desenho de três vistas com algumas dimensões e a geometria final da aeronave.

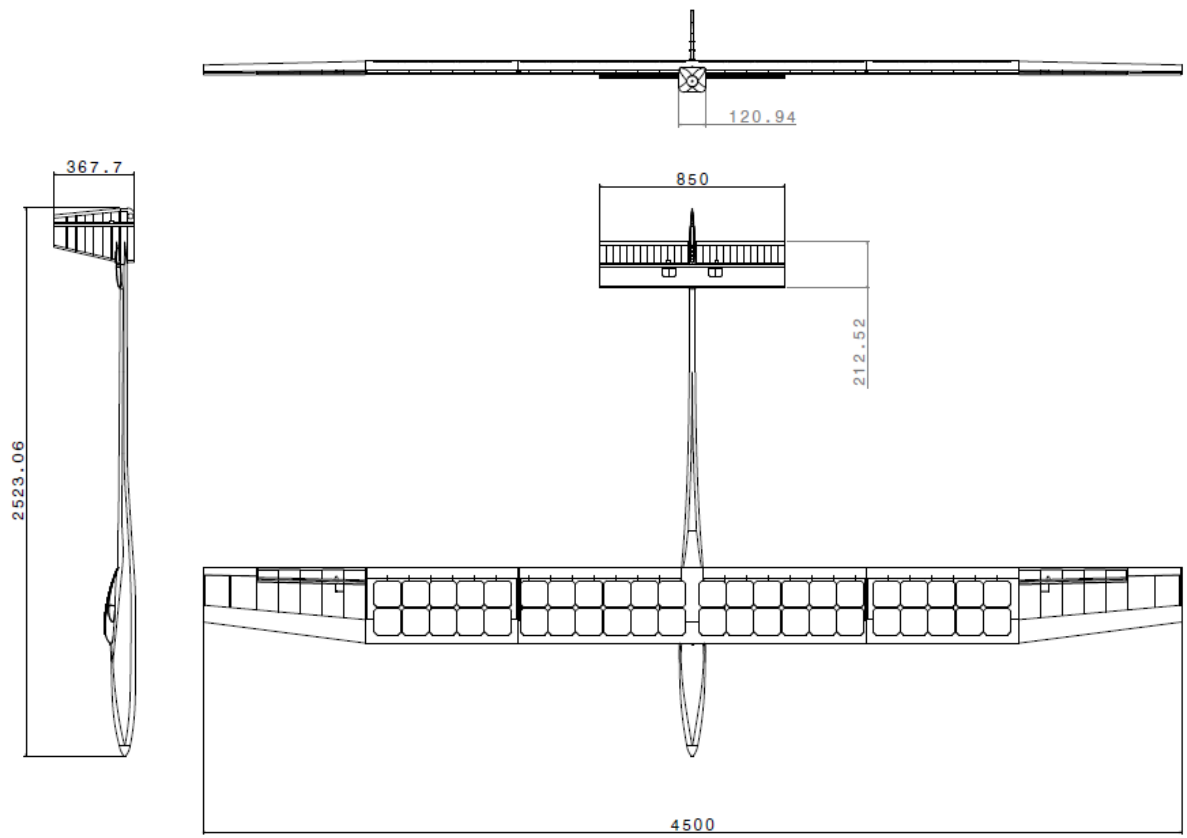


Figura 3.12 - Desenho das 3 vistas do LEUAV

## Capítulo 4

### 4. Desenvolvimento de um protótipo

Neste capítulo são abordados os ensaios que, no decorrer do projeto, fazem a ligação entre o projeto conceptual, o projeto preliminar e a construção do protótipo. A execução de ensaios construtivos torna a tomada de decisão mais clara em determinadas situações. Por outro lado, nestes ensaios podem-se verificar bastantes aspetos a ter em conta na fase de projeto conceptual para se tornar possível a implementação de conceitos até então não testados. Por fim, é demonstrada a construção e ensaios de voo do pré-protótipo e do protótipo onde são integradas e testadas as soluções propostas no decorrer do projeto.

#### 4.1 Ensaio das nervuras

Na fase de projeto conceptual, foi proposto pelo parceiro INEGI a construção das nervuras do LEEUAV no material AIREX C70 com uma casca de fibra de carbono. Na reunião inicial, o material escolhido para as mesmas seria a madeira de balsa. Como estas duas soluções, aparentemente, estão habilitadas a cumprir o objetivo destes componentes estruturais da asa, decidiu-se fazer um ensaio comparativo com algum detalhe para concluir a solução mais adequada para esta aeronave. Na figura 4.1 estão mostradas as duas soluções em análise.



Figura 4.1 - Nervura em balsa (em baixo) e AIREX C70 (em cima)

O ensaio tem duas componentes: uma quantitativa e uma qualitativa. A quantitativa refere-se a um teste de uma força aplicada sobre a nervura, assim como acontece no carregamento da asa em voo. No entanto, este é levado até à rotura estrutural. A componente qualitativa é utilizada para avaliar aspetos importantes de adequação das soluções à aeronave.

Iniciando pela descrição da parte quantitativa, o ensaio é elaborado encastrando a parte da nervura correspondente à posição da longarina e aplicada uma força na parte

pertencente à ligação da nervura com o bordo de fuga. O carregamento é feito incrementalmente utilizando um recipiente onde é colocada água para esta ser carregada de forma gradual até alcançar a rotura. Na figura 4.2 está representado o método do ensaio.



Figura 4.2 - Esquema do ensaio quantitativo

Neste ensaio estiveram em análise comparativa as duas soluções propostas. Os parâmetros apresentados são o peso do provete ( $W$ ), a espessura do provete ( $t$ ) a carga de rotura ( $P$ ) e a resistência específica ( $R_{esp}$ ). Os resultados deste ensaio são apresentados na tabela 4.1.

	Provete	$W$ [N]	$t$ [m]	$P$ [N]	$R_{esp}$
<b>Balsa</b>	1	0,0373	0,0016	53,9	1447,4
	2	0,0392	0,0016	66,5	1693,8
	3	0,0216	0,0016	28,9	1340,9
	4	0,0177	0,0016	29,2	1652,8
	7	0,0206	0,0016	34,3	1666,7
	8	0,0255	0,0016	37,3	1461,5
<b>AIREX C70</b>	9	0,0469	0,0028	61,8	1316,9
	10	0,0279	0,0025	45,1	1619,7
	11	0,0537	0,0035	78,7	1466,2
	12	0,0618	0,0040	80,4	1301,6

Tabela 4.1 - Resultados do ensaio quantitativo

A fórmula usada para o cálculo da mesma é dada por:

$$R_{esp} = \frac{P}{W}$$

A resistência específica representa o parâmetro utilizado na comparação uma vez que nem todas as nervuras têm a mesma espessura. Na figura 4.3 é apresentado um gráfico com a resistência específica de cada caso.

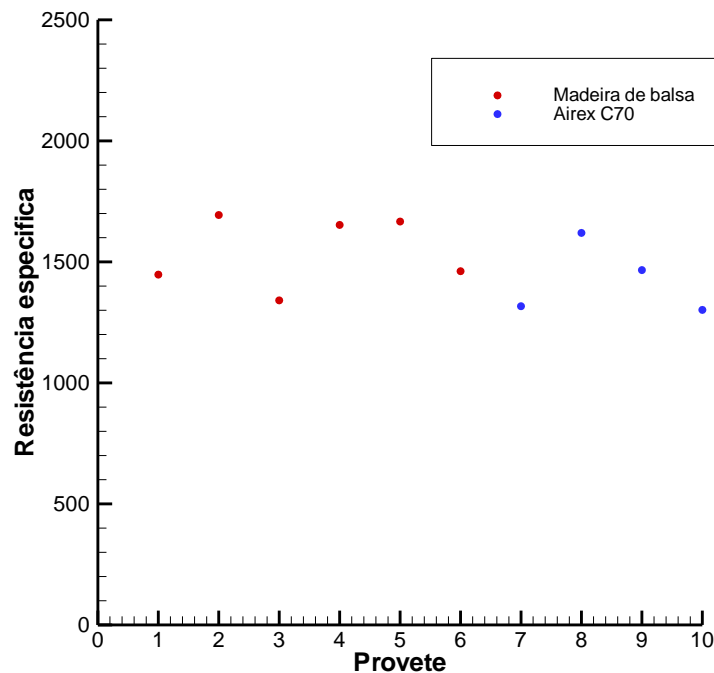


Figura 4.3 - Gráfico da resistência específica das nervuras em ensaio

Nestes resultados é importante frisar vários aspetos. Em primeiro lugar, pode-se verificar que a massa das nervuras de madeira de balsa não é igual embora tenham a mesma geometria e a mesma espessura. Isto deve-se ao facto de esta madeira ter bastante variação de densidades, pois quanto mais fibras esta contém maior é a densidade e por sua vez maior é a resistência. O caso extremo desta constatação pode-se verificar nos casos 2 e 4. Para a aplicação da madeira de balsa neste caso deve-se ter em conta a densidade das placas deste material, utilizadas para a produção das nervuras. Para isto, Dave Cushman faz uma distinção clara entre a madeira de balsa mediante o ângulo de corte do mesmo e a sua localização no tronco da árvore de balsa <sup>[23]</sup>. Apesar do número de provetes ser reduzido, verifica-se que em média a madeira de balsa apresenta maior resistência específica, sendo que o de menor densidade é suficiente para o cumprimento dos objetivos. Nesta avaliação quantitativa a madeira de balsa de baixa densidade é o material mais adequado.

Relativamente à avaliação qualitativa, neste são tomados em conta vários aspetos que avaliam a adequação destas duas soluções à aeronave. Em primeiro lugar, a utilização das nervuras de AIREX C70 levanta uma dificuldade bastante evidente: o revestimento com a película termo aderente. A aderência da tela é de extrema relevância para uma apropriada ligação entre nervuras. Neste ponto concreto a madeira de balsa tem uma aderência bastante superior comparando com o compósito de fibra de carbono com resina epoxy. Por outro lado a utilização da máquina de corte a laser torna a nervura de balsa bastante mais simples em

termos de produção, mais ainda em quantidade, quando comparado com o corte da espuma e laminação da casca do compósito.

Por fim, mediante o ensaio quantitativo e a avaliação qualitativa é tomada a decisão da utilização da madeira de balsa como o material constituinte das nervuras. Esta decisão teve influência no projeto conceptual como anteriormente foi referido.

## 4.2 Ensaio da longarina tubular da asa versão 1

No início do projeto conceptual, a estrutura definida da longarina seria tubular composta por fibra de carbono laminada com resina epoxy. As razões para a escolha desta longarina já foram abordadas na definição do conceito. Uma vez que esta longarina seria construída pelas medidas necessárias, tornou-se importante um ensaio construtivo de uma porção da mesma. Seguidamente elaborou-se um ensaio estrutural para comprovar a eficácia da utilização desta longarina na aeronave.

O ensaio do fabrico da longarina tubular foi elaborado com a utilização de duas metades de moldes fêmea. Para tal foram maquinadas estas duas peças numa fresadora computadorizada. Na figura 4.4 são mostradas as duas peças maquinadas que serviram de moldes no ensaio construtivo.



Figura 4.4 - Moldes da longarina tubular

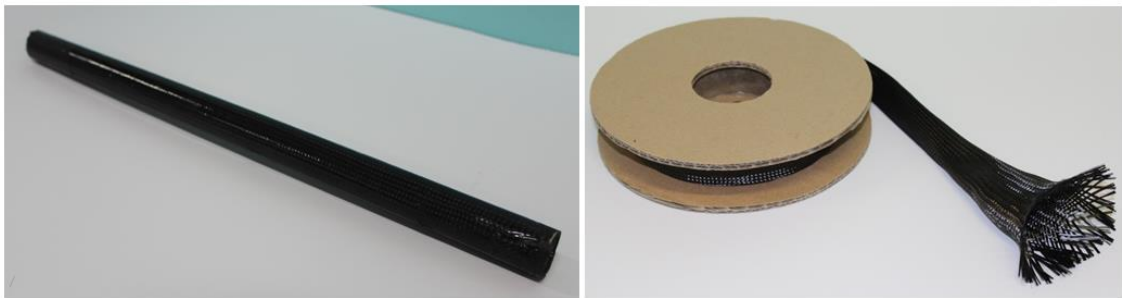
Com os moldes construídos foi feita uma laminação da fibra de carbono unidirecional com resina epoxy sobre estes. Para haver continuidade entre as metades de tubo os moldes foram encaixados com um excesso de fibra de carbono sobreposto entre cada um. De seguida foi aplicado um balão próprio para esta técnica de laminação, cuja principal característica é conter uma camada de material exterior desmoldante. Este foi enchido criando assim pressão

interior tornando-se possível o laminado manter a forma tubular durante o processo de cura. Na figura 4.5 é mostrado o esquema de sobreposição das fibras assim como o balão utilizado para exercer a pressão interior.



**Figura 4.5 - Esquema da sobreposição das fibras e balão**

O resultado deste processo é um tubo composto por um laminado de fibra de carbono unidirecional com resina epoxy. A fibra de carbono unidirecional apresenta caracteristicamente bom desempenho à flexão, não sendo tão resistente aos esforços torsores. Para a estrutura em que esta longarina se insere, a mesma deve suportar as torções provenientes das cargas em voo. Para solucionar este problema, na idealização da longarina tubular estava já decidido a aplicação de uma manga de fibra de carbono laminada em resina epoxy. Este processo adicional acresce bastante a resistência da longarina aos esforços torsores além de, em menor escala, aumentar a resistência à flexão. Na figura 4.6 é mostrada a manga assim como o provete da longarina tubular totalmente construído.



**Figura 4.6 - Proveto e manga de fibra de carbono**

Concluído o ensaio construtivo com sucesso foi realizado um ensaio estrutural. O ensaio estrutural teve como objetivo avaliar a rigidez da longarina tubular. Para tal, encastrou-se a longarina num dos lados aplicando-se uma carga na outra extremidade. Para obter um valor o mais exato possível dentro da simplicidade do ensaio, a carga foi aplicada progressivamente com a utilização de um recipiente, colocando-se gradualmente água. Ao longo do carregamento são medidos a massa do recipiente ( $P$ ) e a flecha ( $\delta$ ) do provete.

Tendo todos os parâmetros necessários calculou-se o módulo de elasticidade ( $E$ ). Para curiosidade o carregamento foi levado à rotura sobre uma carga de 274.68 N. Para os cálculos

utiliza-se a aceleração da gravidade (g), o comprimento do provete (l), os raios interno ( $r_i$ ) e externo ( $r_e$ ) da secção circular e o momento de área desta secção (I). Na tabela 4.2 são mostrados estes valores.

<b>g [m/s<sup>2</sup>]</b>	9,81
<b>l [m]</b>	0,6
<b><math>r_e</math> [m]</b>	0,0145
<b><math>r_i</math> [m]</b>	0,0132
<b>I [m<sup>4</sup>]</b>	$1,051 \times 10^{-8}$

Tabela 4.2 - Dimensões e cálculo do momento de área do proveto

Com os dados geométricos e o momento de área é efetuado o cálculo do módulo de elasticidade (E). em que os resultados estão mostrados na tabela 4.3.

<b><math>\delta</math> [m]</b>	<b>P [N]</b>	<b>E [GPa]</b>
<b>0,000</b>	0	0
<b>0,004</b>	15,058	27,580
<b>0,008</b>	24,868	22,533
<b>0,010</b>	34,678	24,351
<b>0,013</b>	44,488	23,716
<b>0,020</b>	64,108	21,601
<b>0,023</b>	73,918	21,741
<b>0,027</b>	83,728	21,598
<b>0,029</b>	93,538	22,318
<b>0,036</b>	113,158	21,377
<b>0,039</b>	122,968	21,766
<b>0,043</b>	132,778	21,001
<b>0,046</b>	142,588	21,321

Tabela 4.3 - Valores obtidos no ensaio e resultados do módulo de elasticidade

Para o cálculo do módulo de elasticidade deste provete utilizou-se a fórmula das vigas dada por:

$$E = \frac{Pl^3}{3I\delta}$$

Devido à incerteza nas medições obtidas pela balança e pelo comparador, estes valores de módulo de elasticidade ficam aquém daquilo que seria esperado. No entanto existem outros fatores que têm influência nos resultados obtidos, sendo estes a imprecisão na orientação adequada das fibras, a temperatura de cura e a fração de resina contida no compósito. Um novo ensaio seria necessário para verificação destes valores. No entanto, como esta solução não foi aplicada na aeronave, tornou-se desnecessário o teste de comprovação.

## 4.3 Ensaios da longarina e caixa de torção da asa versão 2

### 4.3.1 Ensaios construtivos

No momento da decisão da estrutura da asa versão 2 tornou-se importante efetuar ensaios construtivos da secção de bordo de ataque, com a finalidade de comprovar o método de construção desta secção. Para tal foram construídas várias pequenas porções da secção de bordo de ataque, utilizando os materiais previamente decididos no projeto conceptual. É importante salientar que a construção de uma porção da estrutura em análise representa um teste relativamente rápido e pouco dispendioso do conceito. Nestes ensaios foram testadas várias sequências e métodos até atingir uma solução que melhor se ajuste aos resultados pretendidos. Inicialmente foi maquinado numa fresadora computadorizada um bloco de espuma de poliestireno extrudido para a forma desta peça, tendo em conta a colocação da longarina e da casca, denominado como núcleo de espuma. Uma imagem deste processo está mostrada na figura 4.7.

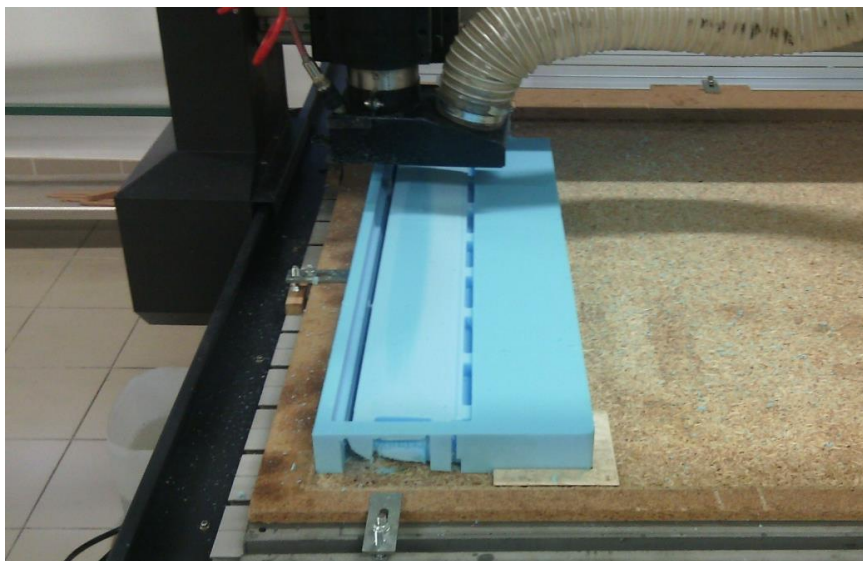


Figura 4.7 - Maquinação do núcleo de espuma

Uma vez concluída esta parte, segue-se a colocação dos tensores de fibra de carbono unidirecional que servirão de longarina, utilizando o espaço previamente maquinado para este efeito. Estes são coladas com cola epoxy. De seguida é feito um laminado de fibras de carbono a 45° com resina epoxy para a ligação entre tensores criando assim a longarina em “C” anteriormente referida.

Esta parte do ensaio manter-se-á constante em todos os provetes uma vez que é executada com facilidade e com a qualidade requerida.

O próximo passo a seguir é a colocação da casca de fibra de carbono laminada com resina epoxy. A laminação do compósito é efetivamente a parte mais complexa da construção da secção de bordo de ataque pois por um lado é necessária uma estrutura leve com um acabamento o mais liso possível uma vez que o mesmo perfil requer um escoamento laminar. Esta tarefa é comum em todos os ensaios e está mostrada na figura 4.8.

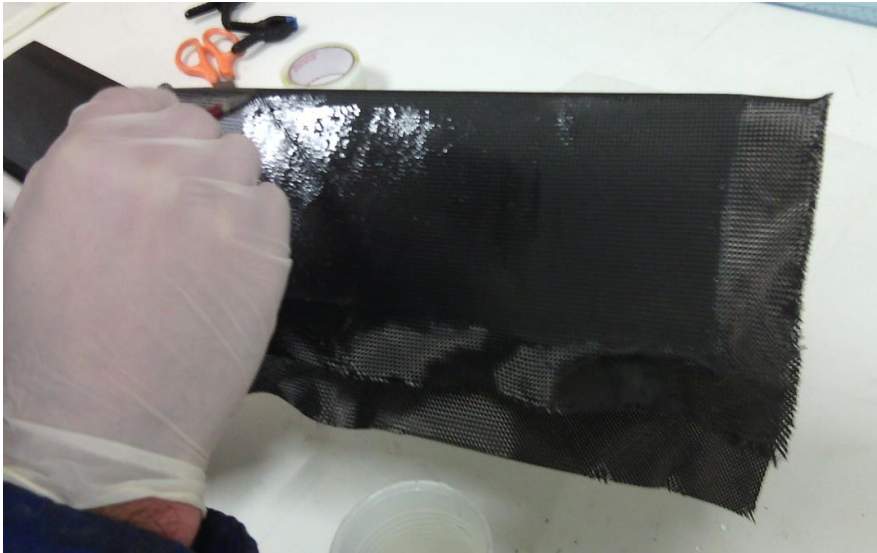


Figura 4.8 - Laminação das fibras de carbono com resina epoxy

No primeiro ensaio a técnica aplicada depois da laminação é a mais usual para este tipo de aplicações: a peça é pressionada dentro de um saco próprio através do vácuo. A montagem deste método contém um revestimento de plástico perfurado desmoldante, permitindo a passagem da resina extraída da peça. Para a aplicação da pressão na peça de forma uniforme é utilizado um revestimento de feltro (*breather*). Na figura 4.9 estão mostrados os elementos usados para este processo.



Figura 4.9 - Materiais utilizados no método de pressão através do vácuo

Da aplicação desta técnica resultou o provete 1 que está representado na figura 4.10.



Figura 4.10 - Provete 1

Deste ensaio existem vários aspetos importantes a considerar. Em primeiro lugar a superfície revela-se uniforme e contínua sem imperfeições grandes. Da aplicação da técnica construtiva do provete 1 resulta um peso por metro de aproximadamente 0,187 kg. Contudo o acabamento superficial da peça é bastante rugoso. Para verificar o acabamento final, foi aplicado o revestimento termo aderente. No entanto a superfície continuou rugosa sendo esta técnica rejeitada para a construção da asa.



Figura 4.11 - Provete 2

Segue-se então uma segunda técnica bastante promissora. Alguma experiência anterior revelava que na aplicação do plástico constituinte no saco de vácuo, este tem um efeito desmoldante e além disso confere ao laminado um acabamento bastante liso. No entanto, na aplicação desta técnica uma porção considerável da resina poderá permanecer no compósito, o que o torna bastante mais pesado. A metodologia aplicada constituiu em pousar o plástico sobre o compósito. O resultado da aplicação desta técnica, denominado por provete 2, pode ser visualizado na figura 4.11.

Concluído o provete 2 verifica-se uma superfície bastante lisa mas com vários defeitos pontuais de grande dimensão ao longo do proveto. Isto deve-se ao facto de o plástico estar “solto” movendo-se durante o processo de cura do compósito. Na figura 4.11 pode-se visualizar também uma parte do provete com a aplicação do revestimento termo aderente. Esta é uma secção onde o acabamento ficou bastante liso e a aplicação do revestimento termo aderente alcança um nível de qualidade bastante aceitável. Outro aspeto a salientar deste provete é o seu peso por metro tendo um valor de 0,214 kg confirmando um excesso de resina previsto na elaboração do método do provete 2.

Com a aquisição da experiência do ensaio construtivo dos provetes 1 e 2, surgiu como hipótese a utilização do plástico desmoldante presente na técnica do provete 2 de uma forma mais adequada conduziria a uma melhor solução.

Mediante isto surgiu o ensaio de fabricação de um novo provete, o provete 3. A técnica utilizada neste ensaio consistiu na aplicação do plástico desmoldante prendendo todas as suas extremidades. Desta forma é criada alguma pressão sobre o compósito mantendo a forma desejada. De seguida é “raspado” com uma espátula por cima do plástico retirando o máximo possível de resina sem o danificar. O resultado da aplicação desta técnica está mostrado na figura 4.12.

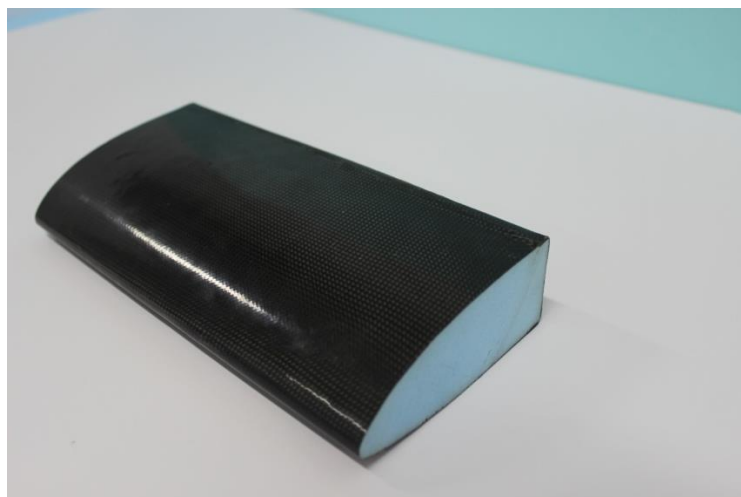


Figura 4.12 - Provete 3

Da construção do provete 3 resultou uma superfície contínua e sem grandes imperfeições. Além disto o provete 3 tem um peso por metro de aproximadamente 0,190 kg,

sendo bastante aceitável. A aplicação desta técnica permite aliar as melhores características do provete 1 e 2 conduzindo assim ao encontro das expectativas para esta secção da asa.

### 4.3.2 Dimensionamento estrutural

Uma vez decidida a técnica de construção da secção de bordo de ataque da asa resta o dimensionamento estrutural para a longarina e caixa de torção. O dimensionamento estrutural da secção de bordo de ataque divide-se em duas partes: o dimensionamento aos esforços fletores e esforços torsores. De uma forma simplista, nesta secção pretende-se avaliar a estrutura de modo a determinar a quantidade de tensores de fibra de carbono de para que a longarina resista aos esforços fletores do voo e a quantidade de camadas de fibra de carbono necessárias na casca para que esta resista aos esforços torsores do voo. Para tal são efetuados cálculos segundo as fórmulas de estruturas partindo das dimensões mostradas na figura 4.13.

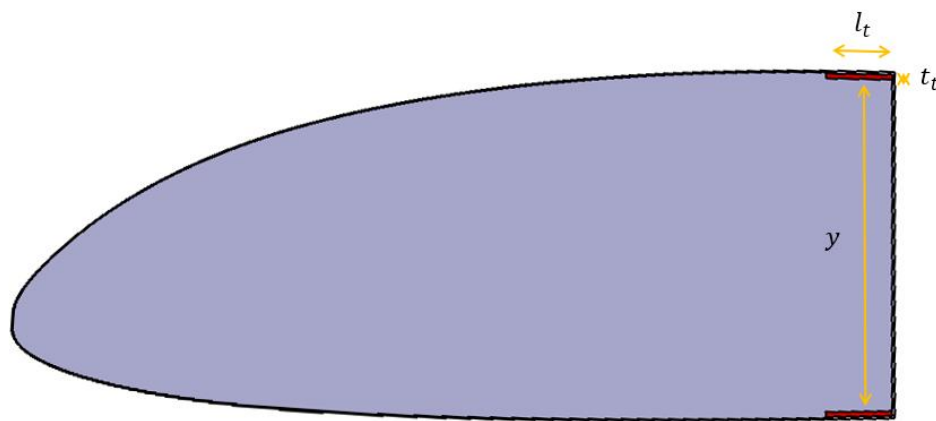


Figura 4.13 - Vista lateral da secção de bordo de ataque da asa

Além dos parâmetros assinalados na figura 4.13, são utilizados a semi-envergadura ( $b/2$ ), a espessura do perfil a 30% da corda média ( $t_{30\%}$ ), a área da secção de perfil ( $A_I$ ), o perímetro da secção de perfil ( $P_I$ ), a envergadura ( $b$ ), o peso da aeronave ( $W$ ), o fator de carga ( $n$ ), a massa volúmica do ar ( $\rho$ ), a velocidade máxima ( $v_{max}$ ), a corda ( $c$ ), o coeficiente de momento ( $C_M$ ) e o comprimento da secção ( $Z$ ). Na tabela 4.4 estão mostrados os valores destes parâmetros.

$l_t$ [mm]	6
$t_t$ [mm]	0,6
$b/2$ [mm]	2250
$t_{30\%}$ [mm]	37,44
$A_l$ [mm <sup>2</sup> ]	3670
$P_l$ [mm]	266,385
$b$ [mm]	4500
$W$ [N]	50
$N$	3
$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	1,225
$v_{max}$ [m/s]	20,5
$C$	350
$C_M$	-0,155
$Z$	2250

Tabela 4.4 - Valores conhecidos utilizados no estudo estrutural.

São então calculados o momento fletor ( $M_F$ ), a carga distribuída na semi-envergadura ( $w$ ), a carga concentrada ( $P$ ), a distribuição da torção ( $k$ ) e a torção máxima ( $T_{max}$ ). Os parâmetros calculados estão mostrados na tabela 4.5.

$M_F$ [N.mm]	84375
$w$ [N/mm]	0,033
$P$ [N]	75
$k$ [N]	$1,40 \times 10^{-8}$
$T_{max}$ [N.mm]	10996,74

Tabela 4.5 - Valores calculados para o dimensionamento estrutural

Partindo dos valores da tabela 4.5, calcula-se a tensão na longarina. Para tal são utilizados os seguintes parâmetros: A altura de cada longarina ( $h$ ), a área da longarina ( $A_{boom}$ ), o momento de área ( $I$ ), a tensão ( $\sigma$ ), e a flecha ( $\delta$ ). As fórmulas utilizadas estão mostradas de seguida.

$$\sigma = \left( \frac{M_F}{I} \right) * \left( \frac{\left( \frac{t}{c} \right)_{30\%}}{2} \right) \quad (1)$$

$$\delta = \frac{w * \left( \frac{b}{2} \right)}{8 * E * I} \quad (2)$$

Os resultados da aplicação das fórmulas (1) e (2), utilizando um fator de segurança de 1,5 e uma margem de segurança de 1,24 estão mostrados na tabela 4.6.

Número	h [mm]	$A_{boom}$ [mm <sup>2</sup> ]	$\left(\frac{t}{c}\right)_{30\%} - h$ [mm]	I [mm <sup>4</sup> ]	$\sigma$ [N/mm <sup>2</sup> ]	$\delta$ [mm]
1	0,6	3,6	18,42	2443,042	646,530	0,278
2	1,2	7,2	18,12	4728,879	334,011	0,143
3	1,8	10,8	17,82	6862,048	230,179	0,099
4	2,4	14,4	17,52	8847,084	178,533	0,077
5	3	18	17,22	10688,522	147,775	0,063
6	3,6	21,6	16,92	12390,900	127,473	0,055
7	4,2	25,2	16,62	13958,754	113,155	0,049
8	4,8	28,8	16,32	15396,618	102,587	0,044
9	5,4	32,4	16,02	16709,030	94,530	0,041
10	6	36	15,72	17900,525	88,238	0,038

Tabela 4.6 - Dimensionamento da longarina

Como havia sido estipulado, uma deflexão máxima da asa de 10% (225 mm) da semi-envergadura, os valores apresentados na tabela 4.6 revelam que apenas um tensor basta para este requisito. Além disso, considerando uma tensão limite do compósito de 800 N/mm<sup>2</sup>, o uso de um tensor é suficiente observando os resultados da tabela 4.6.

De seguida é importante o dimensionamento da casca envolvente para resistir aos esforços torsores na asa. Para tal são calculadas as tensões de corte e o ângulo de torção desta secção. Na tabela 4.7 estão mostrados os valores do momento de área da secção (J), os fluxos de corte da secção 1 e 2 respetivamente ( $q_{b,1}, q_{b,2}$ ), o fluxo de corte em torno da secção ( $q_{s,0}$ ), a tensão de corte ( $\tau$ ), o ângulo de torção ( $\theta$ ) e a razão de torção ( $\frac{d\theta}{dz}$ ), mediante a espessura da casca, atendendo a que cada camada de compósito tem aproximadamente 0,1 mm de espessura. O fator de segurança considerado é de 1,5 e a margem de segurança é de 1,08.

t [mm]	$q_{b,1}$ [N/mm]	$q_{b,2}$ [N/mm]	$q_{s,0}$ [N/mm]	J [mm <sup>4</sup> ]	$\tau$ [N/mm <sup>2</sup> ]	$\theta$ [deg]	$\frac{d\theta}{dz}$
0,1	2,04	0,00	2,04	20224,71	55,70	$2,003 \times 10^{-8}$	0,00
0,2	2,07	0,00	2,07	40449,42	27,85	$1,001 \times 10^{-8}$	0,00
0,3	2,10	0,00	2,10	60674,14	18,57	$6,676 \times 10^{-9}$	0,00
0,4	2,14	0,00	2,14	80898,85	13,92	$5,007 \times 10^{-9}$	0,00
0,5	2,17	0,00	2,17	101123,56	11,14	$4,005 \times 10^{-9}$	0,00
0,6	2,21	0,00	2,21	121348,27	9,28	$3,338 \times 10^{-9}$	0,00
0,7	2,25	0,00	2,25	141572,99	7,96	$2,861 \times 10^{-9}$	0,00
0,8	2,29	0,00	2,29	161797,70	6,96	$2,503 \times 10^{-9}$	0,00
0,9	2,33	0,00	2,33	182022,41	6,19	$2,225 \times 10^{-9}$	0,00

Tabela 4.7 - Dimensionamento da casca da caixa de torção

Considerando uma tensão de corte admissível para este material de  $60 \text{ N/mm}^2$ , uma camada só de casca de fibra de carbono laminada com resina epoxy é suficiente para as cargas torsoras provenientes da operação da aeronave.

Com base nos resultados do dimensionamento estrutural foi construída esta secção da asa do LEEUAV.

## 4.4 Construção do pré-protótipo

Mediante os cálculos aproximados efetuados no capítulo anterior surgiu a necessidade de um ensaio de voo para comprovar qualitativamente as qualidades de voo do LEEUAV. Para tal, ficou decidido iniciar a construção daquilo que é denominado como pré-protótipo. Devido à finalidade em questão, este teria que ser construído utilizando materiais de baixo custo e em pouco tempo. Para o efeito, sempre que possível seria utilizada a espuma de poliestireno extrudido. Em caso de necessidade utilizar-se-iam outros materiais tendo em conta as premissas de custo e tempo.

Assim sendo a construção da asa foi elaborada com o auxílio de uma ferramenta computadorizada de corte a fio quente. Como a espuma de poliestireno extrudido não confere a resistência necessária aos esforços fletores, uma longarina previamente dimensionada em madeira de pinho foi adicionada. Esta é constituída por duas secções retangulares, uma no intradorso e outra no extradorso ao longo da envergadura da asa.

De seguida é construída a fuselagem em espuma de poliestireno extrudido. Para tal foi utilizada uma fresadora computadorizada, criando assim uma geometria semelhante à fuselagem dimensionada previamente, sendo que a geometria apenas contém o corpo e um tubo de cauda. Nesta altura revelou-se não ser necessária a construção da peça de suporte das empenagens, pois as mesmas foram construídas em espuma de poliestireno extrudido e coladas diretamente no tubo. Para o tipo de ensaio em questão apenas foi dado ênfase à geometria e colocação correta da asa e empenagens. Tendo a espuma de poliestireno extrudido baixa resistência a cargas resultantes no voo, houve necessidade de um reforço utilizando fibra de vidro unidirecional e bidirecional na fuselagem.

A construção das empenagens realizou-se utilizando o mesmo material de espuma de poliestireno extrudido. Utilizou-se também madeira de balsa e contraplacado para a produção das longarinas das empenagens, utilizando-se uma ferramenta computadorizada de corte a laser e uma ferramenta computadorizada de corte a fio quente.

Tendo tudo construído restou a colocação do motor, servos, variador, e bateria. Além disto era necessário um ensaio de flexão da asa garantindo a integridade estrutural em voo. Como a aeronave tinha uma massa de aproximadamente 3 kg para manter um fator de carga de 3 e um fator de segurança de 1,5 esta foi ensaiada com uma carga de 13,5 kg. O resultado deste ensaio pode-se visualizar na figura 4.14.



Figura 4.14 - Deflexão da asa no ensaio estrutural

Por fim, na figura 4.15 é mostrado o pré-protótipo completamente construído e montado, estando já pronto para o ensaio de voo.



Figura 4.15 - Pré-protótipo preparado para o primeiro ensaio de voo

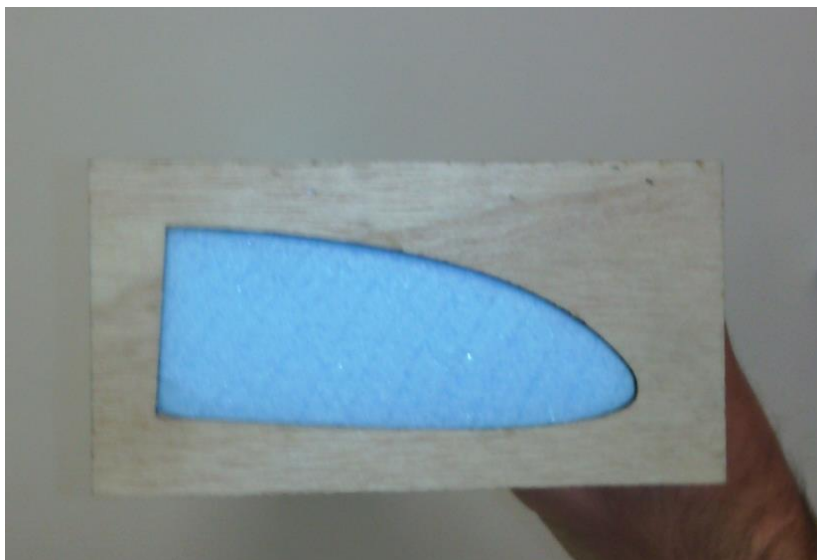
## 4.5 Construção da asa do protótipo

A construção do protótipo é a aplicação de toda a experiência e conhecimentos obtidos nos cálculos e ensaios da dissertação. Este envolve a asa versão 2, a fuselagem versão 2, as empenagens na estrutura final do projeto conceptual e a aplicação dos componentes eletrónicos escolhidos. O processo escolhido foi a construção da asa e ensaio da mesma, adequando a fuselagem e empenagens do pré-protótipo. Este é o componente mais importante para o sucesso do protótipo. Nesta fase também ainda não são incorporados nem os painéis solares nem o carregador uma vez que o objetivo inicial é a avaliação do protótipo da asa em voo.

A construção do protótipo iniciou-se pela construção da asa. Para o fazer de forma correta, foi necessário um estaleiro com a geometria exata do extradorso, uma vez que esta parte do perfil é a que contém mais curvatura. O estaleiro é constituído por espuma de poliestireno extrudado e foi maquinado numa fresadora computadorizada. De seguida foi confirmada a geometria, estando criada uma base de orientação para a construção da asa. Na figura 4.16 está mostrado este estaleiro.



**Figura 4.16 - Estaleiro da asa do protótipo**



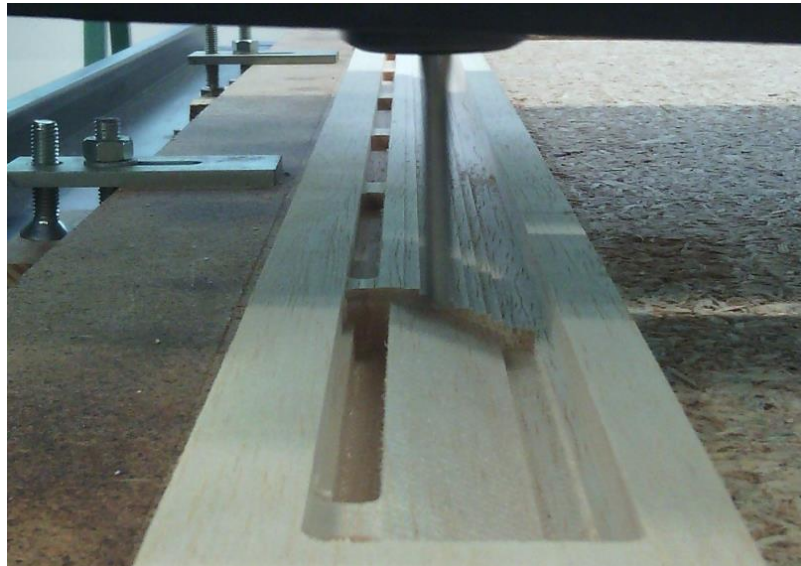
**Figura 4.17 - Verificação da geometria do núcleo utilizando o comparador**

A construção desta asa é um processo complexo e longo. Para tal, foram utilizados os conhecimentos anteriormente obtidos para a construção da longarina e caixa de torção do painel central da asa. Da maquinação com a fresadora computadorizada surgiu então o primeiro núcleo da secção de bordo de ataque da asa. A dimensão do núcleo foi verificada através de

um comparador previamente construído na máquina computadorizada de corte a laser. Na figura 4.17 é mostrado o processo da comparação da peça produzida com a geometria pretendida.

Tendo construída o núcleo de espuma seguiu-se a colocação dos tensores de carbono que constituíram a longarina da asa. De seguida foi construída a casca através da laminação do compósito de fibra de carbono com resina epoxy. Tendo esta secção do painel central da asa concluída, foram construídas as nervuras. Estas surgiram de uma placa plana de madeira de balsa, cortada na máquina computadorizada de corte a laser.

Para completar a estrutura principal deste painel foi fabricado o bordo de fuga recorrendo a uma máquina fresadora computadorizada. Uma parte deste processo está mostrada na figura 4.18.



**Figura 4.18 - Construção do bordo de fuga**

Uma vez construída a estrutura principal do painel da asa, reforços pontuais devem ser acrescentados à mesma. Estes são os reforços da parte central e os reforços das pontas. Os primeiros permitem uma resistência maior devido à acoplagem da asa na fuselagem, sendo constituídos por duas nervuras em contraplacado e um reforço de madeira de pinho entre si. O reforço central serve de suporte de dois parafusos perto do bordo de fuga e um reforço em madeira de pinho embutido no bordo de ataque, dando suporte a dois pinos. Estes estão representados em pormenor na figura 4.19.



Figura 4.19 - Reforços da parte central da asa

Os reforços da ponta do painel conferem resistência no manuseamento do mesmo no transporte e na ligação entre os painéis constituintes da asa. Os referentes ao transporte da asa são o conjunto de uma nervura em contraplacado com um reforço de dois tensores de carbono, tangentes ao contorno do perfil, um no intradorso e outro no extradorso. Os que se referem à ligação entre painéis da asa constituem-se em um tubo interior de fibra de carbono transmitindo os esforços de flexão, e um pino criando resistência aos esforços torsões da asa. Adicionalmente foram construídas nesta parte da asa duas estruturas de suporte a componentes de voo adicionais. Na figura 4.20 é mostrado em pormenor esta estrutura adicional de uma das pontas do painel central.



Figura 4.20 - Pormenor dos reforços da ponta do painel central

Para completar a asa foi necessário construir os dois painéis laterais. A construção destes é semelhante à do painel central e simétrica entre si. Uma vez que estes não são retangulares devido ao afilamento e enflechamento das pontas da asa, foi necessário construir propositadamente um estaleiro para a laminação do compósito de fibra de carbono epoxy para criar a casca da peça do bordo de ataque. O método de construção da secção de bordo de ataque difere apenas pelo uso de um estaleiro próprio. Na figura 4.21 está mostrado o núcleo de espuma desta secção da asa colocado sobre o estaleiro.



Figura 4.21 - Núcleo de espuma de um painel lateral e estaleiro para a aplicação da casca



Figura 4.22 - Estrutura da asa

Estando a estrutura dos painéis da asa construída, a mesma pode-se visualizar-se na figura 4.22.

Contidos nestes painéis da asa, estão os *ailerons* como superfícies móveis de comando do rolamento da aeronave. Estes à semelhança do resto da asa, contêm uma estrutura leve utilizando essencialmente a madeira de balsa. Em pormenor, são compostos por uma porção maciça de madeira de balsa de bordo de ataque e bordo de fuga. Entre o bordo de ataque e o bordo de fuga estão contidas várias nervuras sendo que nas pontas, os ailerons são reforçados utilizando nervuras de contraplacado. Por fim, foi colocado um revestimento de tela nos ailerons. Na figura 4.23 é mostrado em pormenor esta parte da asa com e sem revestimento.



Figura 4.23 - Ailerons da aeronave

Ainda nesta parte, para o sistema de comando dos ailerons, como anteriormente foi referido, são utilizados servos. A operação dos servos requer uma estrutura adequada. Esta estrutura foi produzida com o propósito de facilitar a substituição dos servos em caso de necessidade. Na figura 4.24 está mostrada em pormenor esta estrutura.

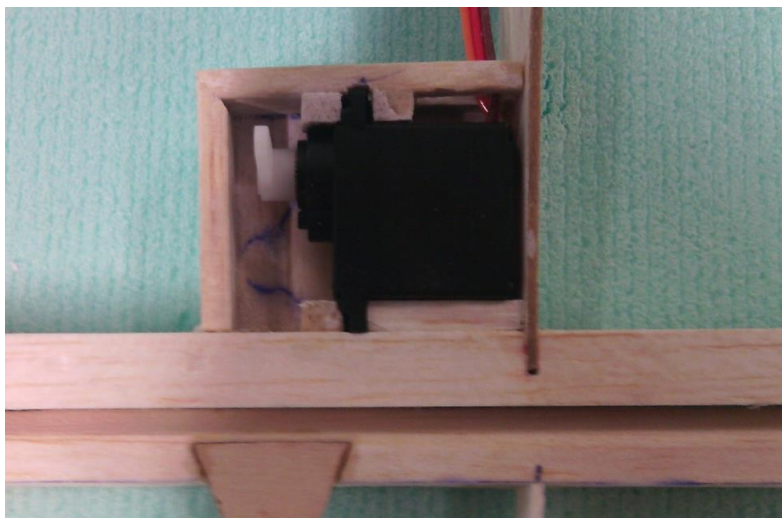


Figura 4.24 - Pormenor da estrutura do servo

Estando concluída toda a estrutura da asa, resta apenas a colocação do revestimento da mesma. Como tinha já sido referido este é feito com película termo aderente, sendo que a marca escolhida em concreto é Solarfilm. As cores decididas para a asa são o branco e o laranja. O laranja é adicionado nas pontas da asa pois permite uma distinção entre a raiz e as pontas da aeronave em voo. Além disto trata-se de uma cor que usualmente não está contida no meio envolvente ao voo, fazendo um contraste favorável entre a asa e o mesmo.

Uma vez finalizada a asa, é necessário testar a mesma. Para tal foi usada a fuselagem do pré-protótipo como tinha sido referido no início desta secção. A fuselagem foi modificada adequando-se à nova asa, mantendo-se as empenagens já existentes. Além disto foi colocado um revestimento com a película termo retrátil. Na figura 4.25 é mostrada a aeronave montada.



Figura 4.25 - Aeronave montada com a nova asa

Após a construção da asa do protótipo, esta é pesada para comparação com a estimativa inicial. Na tabela 4.8 estão apresentados o peso de cada secção da asa.

Parâmetro	Descrição	Valor
$W_{WR}$ [N]	Peso do painel direito	5,15
$W_{WL}$ [N]	Peso do painel esquerdo	5,35
$W_{WC}$ [N]	Peso do painel central	5,94
$W_w$ [N]	Peso da asa	16,43

Tabela 4.8 - Peso dos painéis da asa

A estimativa inicial de peso da asa forneceu um valor de 9,84 N. Como se pode visualizar na tabela 4.8, o peso da asa construída é superior à estimativa inicial. Contudo, o

valor estimado refere-se à estrutura da asa de referência, sendo similar à asa versão 1. Na nova versão da estrutura da asa (asa versão 2), a mesma contém mais reforços, sendo tendencialmente mais pesada. Mediante o peso da asa do protótipo e a estimativa inicial de peso, verifica-se um acréscimo de peso da aeronave de aproximadamente 6 N.

Antes do ensaio de voo resta o ensaio estrutural da asa. Este é feito mediante cargas fletoras assim como no ensaio da asa do pré-protótipo. Uma vez que a massa de toda a aeronave é de aproximadamente 5 kg, a carga estipulada foi de 15kg, contendo já um fator de carga igual a 3. Nos primeiros ensaios de voo do protótipo, este tem uma massa aproximada de 4 kg, não havendo necessidade de ensaiar até às cargas finais. Para tal, a asa foi testada até às cargas limite. Na figura 4.26 está exposto o ensaio de verificação estrutural.



Figura 4.26 - Ensaio estrutural pré voo

## 4.6 Ensaios de voo

### 4.6.1 Pré-protótipo

Foram realizados dois voos do pré-protótipo para avaliar de forma qualitativa as suas qualidades de voo. A fase de descolagem ocorreu de forma normal, tendo a corrida uma distância de cerca de 3m e a aeronave uma saída do carrinho de descolagem com uma razão de subida pouco acentuada. O processo de saída da fuselagem do carrinho de descolagem foi feito com bastante eficácia. Após a descolagem seguiu-se uma subida suave e pouco acentuada até uma altura de segurança, para realização de voltas coordenadas. A baixa velocidade o voo decorreu normalmente mas com notória falta de autoridade dos ailerons.

Este facto deveu-se à já conhecida falta de rigidez da asa à torção. Esta flexibilidade excessiva também esteve evidente para velocidades mais elevadas e com rajadas fortes de frente com a observação de vibrações elevadas da estrutura da asa resultando o fenómeno de *flutter*. A fase de aterragem decorreu com uma ladeira pouco inclinada evidenciando uma razão de planeio elevada.

#### 4.6.2 Protótipo

O ensaio do protótipo deu-se num dia bastante favorável ao voo. Após uma inspeção simples da aeronave e verificação da posição do centro de gravidade, a aeronave é colocada na pista para o ensaio. A descolagem da aeronave realizou-se consoante o procedimento adotado no ensaio do pré-protótipo, no entanto, na saída da aeronave do carrinho de descolagem, a empenagem horizontal tocou-lhe com alguma força. Na figura 4.27 é mostrado este momento.



Figura 4.27 - Toque da empenagem horizontal no carrinho de descolagem

Após a descolagem deu-se uma subida gradual até uma altitude de segurança. Na realização de alguns circuitos verificaram-se três aspetos importantes de salientar. Em primeiro lugar, a empenagem horizontal após a descolagem evidenciou ter sofrido uma falha na zona da raiz, possivelmente, resultado do impacto com o carrinho de descolagem. Em segundo lugar, a aeronave em voo exibiu uma curvatura acentuada no tubo da cauda. Esta flexibilidade do tubo de cauda leva a uma perda de efetividade dos estabilizadores horizontal e vertical e respetivos lemes. Na figura 4.29 está mostrada a curvatura da cauda da aeronave.



Figura 4.28 - Aeronave em voo exibindo a curvatura da cauda

Em terceiro lugar, em voltas apertadas a baixa velocidade verificou-se uma tendência de perda de ponta da asa. Para a resolução deste efeito aerodinâmico, seria necessário existir torção negativa (*washout*) na ponta da asa. Na figura 4.30 é mostrada a saída de uma volta coordenada do protótipo.



Figura 4.29 - Saída de uma volta coordenada

Relativamente à razão de planeio, esta mostrou-se favorável, em termos qualitativos. Este parâmetro foi observado na descida em planeio para o procedimento de aterragem. O ensaio de voo teve menor duração do que estava planeado devido a uma falha no motor elétrico e à fratura da empenagem horizontal, limitando a recolha de mais elementos de avaliação do desempenho da aeronave. Foi então realizado um voo com a nova asa o que permitiu verificar a sua adequação estrutural, em particular a sua rigidez para receber as

células fotovoltaicas. Em termos aerodinâmicos, deverão ser realizados mais voos para medir a razão de planeio.

# Capítulo 5

## 5. Conclusões

O presente trabalho teve como objetivo o projeto conceptual e preliminar de uma aeronave não tripulada de grande autonomia. Para tal foram impostos determinados requisitos de operação.

Mediante isto foi definido um conceito inicial com o objetivo orientador. Partindo do conceito, elaborou-se o desenho da primeira versão da asa, fuselagem e empenagens. No entanto, no decorrer do projeto novas ideias e algumas limitações foram surgindo, tendo sido alterados os conceitos da asa e da fuselagem. Partindo daí, uma nova versão de asa e de fuselagem foram criados. Tendo a configuração definida restou a escolha dos materiais constituintes na estrutura da aeronave.

Dando continuação ao projeto, foi elaborado um perfil adequado à operação do LEEUAV. De seguida foi efetuada uma estimativa inicial do peso da aeronave com a comparação de uma aeronave tomada como referência pela semelhança conceptual. Nesta fase tornou-se importante a definição dos sistemas. Com estas referências dá-se o início de estudo paramétrico onde são consideradas várias soluções possíveis para efetuar a escolha da dimensão de envergadura e corda média da aeronave, que mais se adequa ao UAV. Tendo em conta as aproximações que provêm do estudo paramétrico são apresentados os dados de desempenho estimado da aeronave.

Para o UAV ser construído foi necessário serem efetuados alguns ensaios construtivos em porções de estrutura, verificando o método de construção da mesma. Estando esta fase do projeto terminada, seguiu-se a construção de um pré-protótipo num material acessível e num processo rápido com o objetivo de ensaiar o conceito da aeronave e o seu desempenho em voo. Este ensaio de voo revelou, de uma forma qualitativa, o desempenho da aeronave na descolagem, subida, volta coordenada, planeio e aterragem. No entanto o pré-protótipo mostrou limitação na volta coordenada possivelmente devido a uma área reduzida nos ailerons ou uma torção acentuada na asa. De seguida foi construída a asa do protótipo. Do ensaio de voo do protótipo conclui-se a necessidade de melhorar a geometria do carrinho de descolagem, bem como da construção da fuselagem do protótipo com uma rigidez superior e a redução de perda na ponta da asa através da introdução de torção negativa da raiz para a extremidade.

## 5.1 Trabalhos futuros

Embora uma parte considerável do projeto LEEUAV tenha sido feita, muito ainda resta fazer no desenvolvimento desta aeronave.

Em primeiro lugar é necessário construir as restantes estruturas constituintes do protótipo, sendo compostas pela fuselagem e empenagens. A fuselagem e empenagens da aeronave estão já dimensionadas e com os materiais definidos, restando apenas elaborar um método de construção. Além disso, seria adequado construir uma nova estrutura do carrinho de descolagem, prevenindo o impacto da aeronave na fase de descolagem.

Em segundo lugar, tendo o protótipo totalmente construído, tornam-se necessários ensaios de voo para verificar o desempenho da aeronave.

Seguindo o desenvolvimento desta aeronave, a fase seguinte é a instalação do piloto automático e do sistema de vídeo em tempo real ou, de outra forma, FPV (*First Person view*). A colocação destes instrumentos no LEEUAV permitirão voos de maior alcance e de maior distância. Nos voos com instrumentos torna-se possível efetuar a fase de cruzeiro numa rota mais longa verificando o desempenho da aeronave com maior detalhe.

Por fim, para o cumprimento dos pressupostos do projeto, resta a integração dos painéis solares na aeronave. Deste modo, tornam-se necessários iniciar ensaios de voo de grande autonomia para demonstrar o cumprimento dos requisitos da missão e de desempenho do LEEUAV.

# Bibliografia

- [1] Wright Brothers Aeroplane Company Museum, "The Case for Alberto Santos Dumont." [Online]. Available: [http://www.wright-brothers.org/History\\_Wing/History\\_of\\_the\\_Airplane/Who\\_Was\\_First/Santos\\_Dumont/Santos\\_Dumont.htm](http://www.wright-brothers.org/History_Wing/History_of_the_Airplane/Who_Was_First/Santos_Dumont/Santos_Dumont.htm). [Accessed: 02-Sep-2014].
- [2] Project Sunrise Los Angeles California 1974, "Flight of the Worlds First Solar Power Aircraft by Roland Boucher." [Online]. Available: [http://www.projectsunrise.info/First\\_Solar\\_Powered\\_Aircraft.html](http://www.projectsunrise.info/First_Solar_Powered_Aircraft.html). [Accessed:26-Aug-2014]
- [3] Noth, André, History of Solar Flight, Aircraft & Spacecraft Systems Design Lecture Notes, Autonomous Systems Lab, ETH Zurich, Switzerland, December 2006.
- [4] NASA, "NASA Armstrong Fact Sheet: Pathfinder Solar-Powered Aircraft" [Online]. Available:<http://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-034-DFRC.html#.VAmLcJdVfY>. [Accessed:04-Sep-2014].
- [5] NASA, "NASA Armstrong Fact Sheet: Centurion Remotely Piloted Solar-Powered Airplane" [Online]. Available:<http://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-056-DFRC.html#.VAmM2MJdVfY>. [Accessed:04-Sep-2014].
- [6] NASA, "NASA Dryden Past Projects: Helios Prototype Solar-Powered Aircraft" [Online]. Available: <http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Helios/#.VAmNG8JdVfY>. [Accessed: 04-Sep-2014].
- [7] Wikipedia, "NASA Pathfinder" [Online]. Available: [http://en.wikipedia.org/wiki/NASA\\_Pathfinder](http://en.wikipedia.org/wiki/NASA_Pathfinder). [Accessed:04-Sep-2014].
- [8] Solar Impulse, "Around the World In a Solar Airplane" [Online]. Available: [http://www.solarimpulse.com/en/our-story/major-steps/?utm\\_source=site&utm\\_medium=thumbnail&utm\\_content=story&utm\\_campaign=major-steps#.VAnJoMJdVfY](http://www.solarimpulse.com/en/our-story/major-steps/?utm_source=site&utm_medium=thumbnail&utm_content=story&utm_campaign=major-steps#.VAnJoMJdVfY). [Accessed:01-Sep-2014].
- [9] Air force Technology, "Zephyr Solar-Powered HALE UAV, United Kingdom" [Online]. Available: <http://www.airforce-technology.com/projects/zephyr>. [Accessed:02-Sep-2014].

- [10] QinetiQ, “Qinetiq’s Zephyr Solar Aircraft Double Award by IET” [Online]. Available: <http://www.qinetiq.com/media/news/releases/Pages/Zephyr-wins-two-awards.aspx>. [Accessed:02-Sep-2014].
- [11] Noth, André, Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight, Phd Thesis, Autonomous Systems Lab, ETH Zurich, Switzerland, December 2008.
- [12] Sky-Sailor, “Sky-Sailor Tests and Results 2007”. [Online]. Available: <http://www.sky-sailor.ethz.ch/>. [Accessed:5-Aug-2013].
- [13] Sky-Sailor, “Sky-Sailor Solar Powered Airplane Proved Continuous Flight”. [Online]. Available: <http://www.sky-sailor.ethz.ch/docs/SkySailor27hFlight-21June2008.pdf>. [Accessed:5-Aug-2013].
- [14] Hyperion, “Hyperion ZS 3025 10-Turn 775 Kv” .[Online]. Available: <http://www.hyperion-world.com/products/product/HP-ZS3025-10>. [Accessed:7-Sep-2014].
- [15] Hyperion, “Hyperion ZS 3020 8-Turn 1135 Kv” .[Online]. Available: <http://www.hyperion-world.com/products/product/HP-ZS3020-08>. [Accessed:7-Sep-2014].
- [16] Hobby King, “Turnigy D3548/4 1100Kv Brushless Outrunner Motor” .[Online]. Available: [http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/\\_\\_18233\\_\\_Turnigy\\_D3548\\_4\\_1100KV\\_Brushless\\_Outrunner\\_Motor.html](http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__18233__Turnigy_D3548_4_1100KV_Brushless_Outrunner_Motor.html). [Accessed:7-Sep-2014].
- [17] Hobby King, “NTM Prop Drive Series 35-36A 1400Kv / 550 W” .[Online]. Available: [http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/\\_\\_18233\\_\\_Turnigy\\_D3548\\_4\\_1100KV\\_Brushless\\_Outrunner\\_Motor.html](http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__18233__Turnigy_D3548_4_1100KV_Brushless_Outrunner_Motor.html). [Accessed:7-Sep-2014].
- [18] SUNPOWER, “SUNPOWER C60 Solar Cell Mono Crystalline Silicon” .[Online]. Available: [http://www.easynewenergy.com/Uploads/file/201405/20140518042511\\_60693.pdf](http://www.easynewenergy.com/Uploads/file/201405/20140518042511_60693.pdf). [Accessed:14-Aug-2013].

- [19] Genasun, “GV-10 140W 10A SOLAR CHARGE CONTROLLER WITH MPPT FOR LITHIUM BATTERIES” .[Online]. Available: <http://genasun.com/all-products/solar-charge-controllers/for-lithium/gv-10-li-lithium-10a-solar-charge-controller>. [Accessed:02-Aug-2014].
- [20] Castle Creations, “Phoenix Edge Lite” .[Online]. Available: <http://www.castlecreations.com/products/phoenix-edge-lite.html> [Accessed:20-Jun-2014].
- [21] Hobby King, “Corona 939MG Metal Gear Servo 2.5kg/12.5g/0.14sec” .[Online]. Available: [http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/\\_\\_14459\\_\\_corona\\_939mg\\_metal\\_gear\\_servo\\_2\\_5kg\\_12\\_5g\\_0\\_14sec.html](http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__14459__corona_939mg_metal_gear_servo_2_5kg_12_5g_0_14sec.html). [Accessed:10-Sep-2014].
- [22] Pedro Gamboa, Miguel Silvestre, Pedro Albuquerque, “Aircraft Design Methodology Using Span and Mean Wing Chord as Main Design Parameters” in *International Conference on Engineering*, Universidade da Beira Interior, Covilhã, Portugal, Nov.2013
- [23] H. M. D. Vidales, “Design, Construction and Test of the Propulsion System of a Solar UAV”, MSc, Instituto Superior Técnico, Lisboa, Portugal, 2013
- [24] Dave Cushman, “Selection of Balsa Wood for Flying Model Construction” .[Online]. Available: [http://www.dave-cushman.net/aircraft/balsa\\_selection.html](http://www.dave-cushman.net/aircraft/balsa_selection.html). [Accessed:22-Oct-2013].