



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR  
Engenharias

# **Preparação de uma Plataforma UAV para Ensaio de uma Asa de Envergadura Variável**

**Lino Duarte Rosa Dias Miguel**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

**Engenharia Aeronáutica**

(2º ciclo de estudos)

Orientador: Prof. Doutor Pedro Vieira Gamboa

**Covilhã, Junho de 2012**



## **Dedicatória**

À Ada Lopes, Maria Lisete, Maria Manuela, Ana Raquel, Ana Margarida e Ana Isabel.



## Agradecimentos

Agradeço à minha família por todo o apoio, em especial à minha mãe e irmãs.

À Ana Isabel por me ter apoiado e ajudado sempre.

Ao Professor Pedro Gamboa pela ajuda e disponibilidade prestada ao longo deste trabalho.

Ao Pedro Santos pela ajuda prestada ao longo de todo o projecto.

À Tecnat por ter fabricado os moldes das longarinas.

À Junta de freguesia de Côja por ter disponibilizado o aeródromo e suas instalações.

À Ubi por ter fornecido o transporte para Côja durante os ensaios.

A todas as pessoas que contribuíram para o sucesso deste projecto,

Um muito obrigado.



# Resumo

O presente trabalho tem como objectivo principal a preparação de uma plataforma UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) e o desenvolvimento final de uma asa *morphing* de envergadura variável para que, posteriormente, o seu desempenho em voo seja avaliado. Esta asa foi adaptada à plataforma UAV, tendo sido construídas duas carenagens, realizados reforços estruturais, construídas novas cremalheiras e veios de servo-motores para actuação das partes móveis da asa e implementado um novo sistema de alimentação. A plataforma de ensaios UAV foi adaptada, tendo em conta os requisitos dos ensaios de voo da asa de envergadura variável. Para isso, foi reconstruído um novo apoio do veio do motor, foram abertas duas entradas de ar de refrigeração do motor e construída uma empenagem em H. A mesma plataforma foi devidamente instrumentada no sentido de adquirir a informação de voo necessária à caracterização do desempenho da asa telescópica. Foi realizada uma análise da taxa de rolamento da asa de envergadura variável, tendo em conta a variação da posição do centro de gravidade, na direcção da envergadura. A asa telescópica foi testada dinamicamente para avaliar o seu comportamento quando carregada aerodinamicamente. Vários ensaios de voo foram levados a cabo para testar a plataforma UAV. Ao longo desses testes foi avaliado o desempenho em voo de uma asa convencional para servir de referência aos ensaios da asa de envergadura variável.

## Palavras-chave

Envergadura variável, Asa Telescópica, *Morphing*, UAV, Taxa de Rolamento, Ensaios de Voo, Instrumentação.



# Abstract

The main goal of the present work is the preparation of an UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) platform and the final development of a variable span morphing wing. This wing was adapted to be fitted to the UAV platform, two wing fairings were built, structural reinforcements were implemented, new servo -actuator shafts and wing span actuator racks were manufactured and a new power supply system was developed and installed. The UAV platform was adapted having in mind the flight tests requirements of the telescopic wing to be performed. Thus, a new motor shaft support was reconstructed, one air inlets and one air outlet to cool the motor were opened in the fuselage and an H-tail was build. The same platform was properly instrumented in order to acquire the flight information needed to characterize de performance of the variable span wing. A roll rate analysis of the telescopic wing was performed taking into account the variation of the position of the center of gravity in the direction of de span. The telescopic wing was tested dynamically to evaluate its behavior when aerodynamically loaded. Several tests were made to check the UAV platform. Along these tests, the performance of a conventional wing was evaluated to serve as reference to the future tests of the telescopic wing.

# Keywords

Variable Span, Telescopic Wing, Morphing, UAV, Roll rate, Flight Testing, Instrumentation.



# Índice

<b>Lista de Figuras</b> .....	<b>xiii</b>
<b>Lista de Tabelas</b> .....	<b>xvii</b>
<b>Lista de Símbolos</b> .....	<b>xix</b>
<b>1. Introdução</b> .....	<b>1</b>
1.1. Motivação .....	6
1.2. Estado da Arte .....	6
1.2.1. Ensaios de Voo .....	7
1.2.2. Asa Morphing .....	8
1.2.3. Análise de Taxa de Rolamento .....	11
1.3. Objectivos .....	12
1.4. Disposição dos Conteúdos da Dissertação .....	12
<b>2. Desenvolvimento da Asa Telescópica</b> .....	<b>15</b>
2.1. Caracterização .....	16
2.2. Preparação para os Ensaios de Voo .....	18
2.2.1. Carenagens .....	18
2.2.2. Reforço Estrutural no Tabuleiro da Actuator Bay/IFW's .....	20
2.2.3. Fixação da Actuator Bay à Fuselagem .....	21
2.2.4. Mecanismo de Engrenagem da Asa Telescópica .....	21
2.2.5. Sistema de Fixação da Cremalheira à OMW .....	22
2.2.6. Pontas da Asa .....	23
2.2.7. Sistema de Alimentação dos Servo-Motores da Asa Telescópica .....	23
<b>3. Plataforma UAV de Testes</b> .....	<b>27</b>

3.1. Apresentação .....	27
3.1.1. Configuração.....	28
3.1.2. Detalhes da Estrutura .....	30
3.2. Alterações à Plataforma de Ensaios.....	31
3.2.1. Apoio do Veio .....	31
3.2.2. Entradas de Ar do Motor .....	32
3.2.3. Empenagem em H .....	32
3.3. Instrumentação.....	35
<b>4. Análise da Taxa de Rolamento .....</b>	<b>41</b>
4.1. Conceitos de Estabilidade .....	41
4.2. Taxa de Rolamento da Asa Convencional .....	43
4.3. Taxa de Rolamento da Asa de Envergadura Variável.....	46
<b>5. Ensaios de Voo.....</b>	<b>53</b>
5.1. Objectivos .....	53
5.2. Mecânica de Voo.....	54
5.2.1. Voo Nivelado .....	55
5.2.2. Voo Planado.....	55
5.3. Ensaio Dinâmico da Asa Telescópica.....	57
5.4. Ensaios em Voo Planado .....	58
5.4.1. Factores que Alteram a Taxa de Descida .....	60
5.4.2. Métodos de Cálculo da Razão de Planeio .....	62
<b>6. Resultados e Discussão .....</b>	<b>65</b>
6.1. Ensaios de Voo da Asa Convencional.....	65
<b>7. Síntese .....</b>	<b>71</b>
7.1. Conclusões .....	72
7.2. Trabalhos Futuros .....	72
<b>Bibliografia.....</b>	<b>75</b>
<b>Anexos .....</b>	<b>81</b>
1. Protocolo de ensaios de voo “tipo” .....	83
2. Artigo LAETA .....	85

## Lista de Figuras

Figura 1.1 - Ilustração dos vários tipos de <i>planform morphing</i> :1) enflexamento variável;2) asa oblíqua; 3) asa telescópica; 4) asa extensível;5) asa que descai <sup>[2]</sup> . ....	3
Figura 1.2 - Evolução cronológica da aplicação das várias tecnologias morphing em aeronaves <sup>[6]</sup> .....	4
Figura 2.1 - Perfil SG6042 original com linha tracejada e modificado com linha continua <sup>[35]</sup> . 16	
Figura 2.2 - Visão geral CAD da Asa de Telescópica mostrando as suas principais componentes na parte central ( <i>Actuator Bay</i> ), sendo 1) servo-motor, 2) pinhão transmissor,3) cremalheira e 4) mesa da longarina de carbono unidireccional .....	17
Figura 2.3 - Esquema em CAD das principais dimensões da asa telescópica .....	17
Figura 2.4 - Vista das Carenagens: a) extradorso, b) intradorso. ....	18
Figura 2.5 - Esquema dos vários componentes envolvidos na laminação a vácuo. ....	19
Figura 2.6 - Molde construído para laminação da carnagem superior. ....	20
Figura 2.7 - Reforços estruturais no tabuleiro da <i>Actuator Bay/IFW's</i> . ....	20
Figura 2.8 - Vista em CAD do corte do plano longitudinal da asa telescópica e da plataforma UAV de testes com: 1) ponto de fixação em L, 2) tubo de alumínio. ....	21
Figura 2.9 - Aperfeiçoamento do mecanismo de engrenagem: a) cremalheiras, b) conjunto servo-motor. ....	22
Figura 2.10 - Sistema de fixação da cremalheira à <i>OMW</i> : a) asa esquerda, b) asa direita. ....	23
Figura 2.11 - Conjunto de pontas de asa: a) direita, b) esquerda. ....	23
Figura 2.12 - Sistema de alimentação dos servo-motores da asa telescópica constituído por regulador DC-DC e filtro pi. ....	25
Figura 3.1 - Olharapo1 V: a) Vista em planta do Olharapo I, b) Foto do Olharapo I em voo. ..	28
Figura 3.2 - Caverna central do cone de cauda. ....	31
Figura 3.3 - Plano lateral da distribuição de <i>C<sub>p</sub></i> em torno da fuselagem da plataforma UAV. 32	
Figura 3.4 - Longarina da empenagem horizontal, juntamente com o seu molde. ....	34

Figura 3.5 - Conjunto de componentes das empenagens H, antes de ser entelado. ....	34
Figura 3.6 - Empenagem em H montada no cone de cauda da plataforma UAV.....	35
Figura 3.7 - Principais componentes do <i>APM Main Board</i> : a) quatro entradas principais, b) quatro saídas principais, c) codificador PPM e porta SPI/ISP, d) LED de estado, e) codificador PPM Fail Safe, f) porta SPI/ISP ATmega 1280, g) Atmega 1280, h) multiplexador. ....	37
Figura 3.8 - Principais componentes do <i>IMU Shield</i> : a) relé, b) Chip FTPI para suporte de USB nativo, c) giroscópio segundo Z, d) sensor de pressão, e) porta de expansão para sensores adicionais, f) memória flash com 16Mb para <i>datalogging</i> , g) entrada i2c, h) regulador de tensão de 3.3V, i) ADC 16-bit, j) acelerómetro de 3 eixos, k) giroscópio segundo X e Y, l) botão de CLI (actualmente não utilizado).....	37
Figura 3.9 - Antenas de 900 MHz: a) solo, b) aeronave. ....	37
Figura 3.10 - Plataforma UAV totalmente instrumentada para avaliar a VSW: (a) asa original convencional, (b) VSW totalmente estendida, (c) VSW numa posição intermédia e (d) VSW totalmente recolhida <sup>[39]</sup> .....	39
Figura 3.11 - Sistemas no interior da fuselagem da plataforma de testes UAV:(a) receptor 2.4GHz (b) baterias do receptor; (c) bateria do motor eléctrico sem escovas; (d) ESQ ou controlador do motor; (e) <i>ArduPilot Mega 1.0</i> ; (f) <i>Arduino Mega</i> com <i>shield</i> ; (g) cabos dos sensores de temperatura e RPM; (h) modem de telemetria <i>wireless</i> Xbee e antena; (i) receptor GPS; (j) sensores de corrente e tensão do <i>APM1.0</i> ; (k) bateria do <i>APM1.0</i> ; (l) regulador DC-DC dos servos da VSW; e (m) bateria dos servos da VSW <sup>[39]</sup> . ....	39
Figura 4.1 - Variação do ângulo de ataque devido à taxa de rotação $p$ <sup>[41]</sup> . ....	42
Figura 4.2 - Distribuição de sustentação devido ao rolamento <sup>[41]</sup> .....	42
Figura 4.3 - <i>Aileron</i> e <i>spoiler</i> , para controlo de rolamento <sup>[42]</sup> .....	43
Figura 4.4 - Ilustração da distribuição de sustentação local, ao longo da envergadura <sup>[42]</sup> .....	43
Figura 4.5 - Distribuição de velocidade ao longo da envergadura <sup>[42]</sup> . ....	44
Figura 4.6 - Taxa de rolamento em função da deflexão dos <i>ailerons</i> , da asa fixa <sup>[30]</sup> . ....	46
Figura 4.7 - Desenho dos painéis 3D da aeronave em estudo. ....	47
Figura 4.8 - Exemplo da distribuição de Cl, em painéis 3D, com uma asa totalmente estendida e outra totalmente recolhida.....	48
Figura 4.9 - Variação de <i>Clcg</i> , <i>Cly</i> e <i>Cl</i> em função da variação da envergadura de ambas as asas.....	49
Figura 4.10 - Variação de <i>Clp</i> em função da variação de ambas as asas. ....	50
Figura 4.11 - Variação da velocidade de rotação segundo o eixo longitudinal em função da variação da envergadura de ambas as asas, os dois planos horizontais referem-se à taxa de rolamento mínima aceitável: $46,2^\circ/s$ . ....	50
Figura 5.1 - Comparação entre a asa original e a asa telescópica relativamente a: (a) resistência ao avanço, (b) percentagem de redução da resistência ao avanço (c) envergadura e (d) ângulo de ataque <sup>[30]</sup> . ....	54
Figura 5.2 - Forças actuantes na aeronave em voo nivelado. ....	55
Figura 5.3 - Forças actuantes na aeronave em voo planado. ....	56

Figura 5.4 - Fotografia do mecanismo utilizado no ensaio dinâmico da asa telescópica. ....	58
Figura 5.5 - Efeito do peso sobre a razão de planeio <sup>[44]</sup> . ....	60
Figura 5.6 - Efeito do vento sobre a razão de planeio <sup>[44]</sup> . ....	61
Figura 5.7 - Efeito da resistência ao avanço sobre a razão de planeio <sup>[44]</sup> . ....	62
Figura 5.8 - Componentes do deslocamento ao longo da descida. ....	63
Figura 6.1 - Olharapo2 H estacionado na placa do aeródromo de Côja, no período dos ensaios de voo. ....	66
Figura 6.2 - Dados de voo referentes à altitude e à velocidade em função do tempo de planeio relativos à altitude barométrica, o pitot-static e e o GPS, sendo a média da velocidade em: (a) 21.49 m/s, (b) 24.03 m/s e (c) 24.75 m/s. ....	67
Figura 6.3 - Razão de planeio em função da velocidade de translação, calculada através do segundo e do terceiro métodos de cálculo. ....	68
Figura 6.4 - Ângulo de trajectória em função da velocidade de translação, calculada através do segundo e do terceiro métodos de cálculo. ....	68
Figura 6.5 - Resistência ao avanço em função da velocidade de translação, calculada através do segundo e do terceiro métodos de cálculo. ....	69
Figura 6.6 - Olharapo2 H durante os ensaios de planeio. ....	70



## Lista de Tabelas

Tabela 2.1 - Dimensões da asa telescópica .....	18
-------------------------------------------------	----



## Lista de Símbolos

### Símbolos

Símbolo	Definição	Unidade
$C_{L_{\alpha_w}}$	Derivada do coeficiente de sustentação em ordem ao ângulo de ataque da asa	[1/rad]
$C_{L_{\alpha}}$	Derivada do coeficiente de sustentação em ordem ao ângulo de ataque	[1/rad]
$C_{l_{p_{AT}}}$	Coeficiente de momento de rolamento devido à taxa de rolamento da asa telescópica	[s/°]
$C_{l_{cg}}$	Coeficiente de momento de rolamento devido à variação lateral do centro de gravidade	-
$C_{l_p}$	Coeficiente de momento de rolamento devido à taxa de rolamento	[s/°]
$C_D$	Coeficiente de resistência ao avanço da aeronave	-
$C_L$	Coeficiente de sustentação	-
$C_l$	Coeficiente de momento de rolamento	-
$C_{l_y}$	Coeficiente de rolamento devido à deflexão assimétrica da asa	-
$V_h$	Velocidade horizontal	[m/s]
$V_v$	Velocidade vertical	[m/s]
$D$	Resistência ao avanço	[N]
$E$	Eficiência aerodinâmica	-
$L$	Força sustentadora	[N]
$L$	Momento de Rolamento	[N.m]
$Q$	Pressão dinâmica	[Pa]
$S$	Área da asa	[m <sup>2</sup> ]

$T$	Tracção	[N]
$V$	Velocidade de translação	[m/s]
$W$	Peso	[N]
$b$	Envergadura	[m]
$c$	Corda	[m]
$p$	Taxa de rolamento	[°/s]

### Letras Gregas

Letra	Definição	Unidade
$\alpha$	Ângulo de ataque	[°]
$\beta$	Ângulo de guinada	[°]
$\gamma$	Ângulo de trajectória	[°]
$\theta$	Ângulo de arfagem	[°]
$\rho$	Massa volúmica ou densidade	[kg/m <sup>3</sup> ]

### Acrónimos

Acrónimo	Definição
APM	<i>ArduPilot Mega</i>
CAD	<i>Computer-Aided Design</i>
CG	<i>Centro de Gravidade</i>
CNC	<i>Computer Numerical Control</i>
FPV	<i>First Person Video</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
IFW	<i>Inner Fixed Wings</i>
IMU	<i>Inertial Measurement Unit</i>
MAV	<i>Micro-Aerial Vehicle</i>
OMW	<i>Outer Moving Wings</i>
PCB	<i>Printed Circuit Board</i>
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
VLM	<i>Vortex Lattice Method</i>
VSW	<i>Variable Span Wing</i>

# Capítulo 1

## Introdução

A ideia de mudar a forma da asa ou a geometria está longe de ser nova. O Wright Flyer, a primeira aeronave motorizada mais pesada do que o ar, alcançou o controlo do rolamento através da mudança da torção das asas utilizando cabos actuados directamente pelo piloto.

O aumento da procura de velocidade e cargas (*payloads*) mais elevadas levou à construção de aeronaves com estruturas mais rígidas, o que as incapacitou de se adaptarem a diferentes condições aerodinâmicas, caracterizando assim um perfil de missões típico.

*Morphing* é um diminutivo de metamorfose e, no ramo da engenharia aeronáutica, é adoptada para definir um conjunto de tecnologias que aumenta o desempenho da aeronave através da manipulação de certas características, para assim melhor ajustar o estado do veículo ao ambiente e à tarefa em mãos, Weisshaar *et al* <sup>[1]</sup>. Ao usar esta definição, tecnologias estabelecidas, tais como as *flaps* ou trens de aterragem retrácteis seriam consideradas tecnologias *morphing*. Contudo, *morphing* acarreta a conotação de mudança de forma radical ou mudança de forma apenas possível com tecnologias futurísticas. Não existe uma definição exacta nem um acordo entre os investigadores acerca do tipo ou extensão da mudança de geometria necessária para qualificar uma aeronave com o título de “geometria *morphing*”.

O desenvolvimento dos *flaps* ou *slats* convencionais em aviões comerciais permitiu a realização da mudança da geometria das asas em voo. As asas são concebidas com um compromisso entre a geometria que permite a aeronave voar numa gama de condições de voo e o desempenho que em cada condição é frequentemente sub-ótima. Além disso, estes exemplos de variação de geometria oferecem benefícios limitados quando comparados com os benefícios que poderão ser obtidos pelas tecnologias *morphing*, em que as asas são inerentemente deformáveis e adaptáveis.

A maioria dos conceitos de asa de envergadura variável são baseados no mecanismo telescópico, seguindo as ideias do russo expatriado Ivan Makhonine, onde a asa que estica está situada no interior da asa fixa, permitindo variar a envergadura e a área. O MAK-10 foi a primeira aeronave com asa telescópica e fez o seu voo inaugural em 1931. O seu mecanismo era actuado pneumáticamente e permitia aumentar até 62% a sua envergadura (de 13 para 21m), enquanto que a área aumentava até 57% (de 21 para 33m<sup>2</sup>), Weisshaar *et al* <sup>[1]</sup>.

Os conceitos *morphing* têm sido classificados em três tipos principais. No que toca a alteração no plano da asa ou na forma da asa, as variações consideradas são: variação de envergadura, corda, enflexamento, asas que deflectem para baixo e oblíquas. No caso das transformações fora do plano da asa, as variações consideradas são: torção, diedro/*gull* e flexão ao longo da envergadura. Por fim, os ajustes no perfil da asa são: variação de espessura e a variação da linha média.

No presente estudo interessa realçar as tecnologias *morphing* cuja mudança seja no plano da asa (do inglês *variable planform*) especialmente em asas telescópicas. Os tipos de *morphing* que serão realçados são: variação de enflexamento (do inglês *variable sweep*); asas oblíquas (do inglês *oblique wings*); asas telescópicas (do inglês *telescopic wings*); e asas extensíveis (do inglês *extending wings*); e asas que dobram (do inglês *foldig wigs*).

As asas de enflexamento variável alteram o enflexamento da ambas as asas, com frequência, para trás. A primeira aeronave a utilizar este tipo de enflexamento de forma bem-sucedida foi o Bell X-5.

As asas oblíquas são caracterizadas por serem asas completas apoiadas num só ponto da fuselagem denominado *pivot*. A asa roda em torno deste ponto de modo a que um lado da asa rode para a frente e o outro para trás.

As asas telescópicas são tipicamente asas constituídas por um par de asas fixas e um par de asas móveis. As asas móveis podem estender ou recolher, podendo estar posicionadas no interior ou no exterior relativamente à asa fixa. Este tipo de asa permite variar a envergadura, a razão de aspecto e a área.

As asas extensíveis são tipicamente constituídas por duas asas fixas e por duas semi-asas que se estendem desde a raiz até uma determinada posição da envergadura. Tipicamente as partes extensíveis da asa apenas são utilizadas para executar a descolagem, a aterragem e os voos a baixa velocidade.

As asas que descaem são caracterizadas por porções das asas que, durante o voo, deslocam-se da posição horizontal para a posição vertical com o objectivo de executar voos a alta velocidade. A Figura 1.1 representa as várias configurações acima descritas.

A observação do voo na natureza motivou no Homem o desejo de voar e, conseqüentemente, o desejo de desenvolver veículos voadores. A concepção das primeiras máquinas voadoras era relativamente rude e, mesmo hoje em dia, a natureza tem muito para nos ensinar, o que continua a inspirar a investigação. Ao comparar directamente veículos voadores com a natureza, os engenheiros e os *designers* procuram inspiração, no sentido de encontrar simplicidade, elegância e eficiência, que são características obtidas pelas espécies animais ao longo de milhares de anos de evolução biológica.

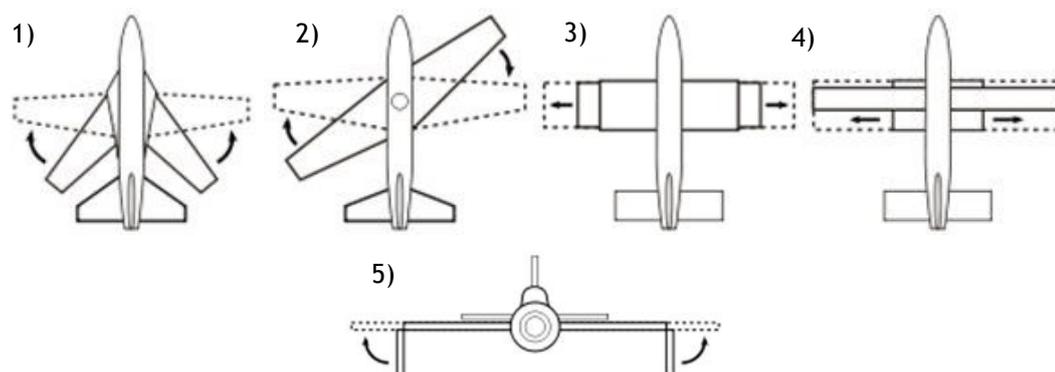


Figura 1.1 - Ilustração dos vários tipos de *planform morphing*: 1) enflexamento variável; 2) asa oblíqua; 3) asa telescópica; 4) asa extensível; 5) asa que descai<sup>[2]</sup>.

Particularizando, a atracção dos engenheiros incide na integração entre a estrutura e a função que caracteriza as asas dos pássaros, Bowman *et al*<sup>[3]</sup>. Até em ambientes urbanos complexos, os pássaros têm a capacidade de rapidamente mudar de forma para transitar do cruzeiro eficiente para manobras agressivas e descidas de precisão. A morfologia das aves permite uma vasta gama de configurações de asas, podendo cada uma delas ser usada para uma tarefa em particular do voo, Abdulrahim *et al*<sup>[4]</sup>.

A habilidade de mudar de geometria durante o voo, por parte da superfície da asa, tem interessado investigadores e engenheiros ao longo dos anos. Por exemplo, uma asa adaptativa diminui os compromissos requeridos para assegurar a operação do avião em múltiplas condições de voo, Stanewsky *et al*<sup>[5]</sup>.

Apesar da aparente complexidade da geometria variável em aeronaves, a natureza evoluiu no sentido de milhares de insectos voadores e aves passarem, frequentemente, a executar missões difíceis. A título de curiosidade, observações efectuadas por biólogos experimentais revelaram que aves como o falcão são capazes de permanecer por longos períodos de tempo com uma configuração de grande razão de aspecto, usando correntes de ar e térmicas até detectarem a sua presa. Quando detectada a presa, a ave modifica a sua configuração para modo de “ataque” e mergulha sobre a sua presa sem que esta suspeite.

Em 1890, o pioneiro aviador francês Clement Ader propôs uma asa de morcego para uma aeronave (Eole) que possibilitava a redução do seu tamanho para metade ou para um terço da sua extensão total. Os primeiros exemplos de aeronaves polimórficas incluíram o Pterodactyl IV, desenhado por Geoffrey Hill na Westland que voou em 1931, e um avião de combate russo IS-1 que fez o seu primeiro voo em 1940 e tinha a capacidade de alternar entre um biplano manobrável e um monoplane mais rápido.

Weisshaar *et al*<sup>[1]</sup> fez uma revisão histórica sobre a utilização de tecnologias *morphing* em aeronaves de diferentes categorias e tamanhos. A imagem da Figura 1.1 mostra um resumo das aeronaves dessa revisão. Como representado nesta Figura, as aeronaves que, embora com diferentes conceitos, adoptaram a tecnologia *morphing* de asa telescópica já construídas são: MAK-10, MAK-123, FS-29, FLYRT, Virginia Tech, MFX 1e o MFX 2.

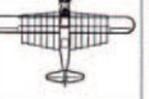
1903	1931	1931	1932	1937	1947	1951
						
Wright Flyer <i>Twist</i>	Pterodactyl IV <i>Sweep</i>	MAK-10 <i>Span</i>	IS-1 <i>Bi-to monoplane</i>	LIG-7 <i>Chord</i>	MAK-123 <i>Span</i>	X 5 <i>Sweep</i>
1952	1964	1964	1966	1967	1967	1969
						
XF10F <i>Sweep</i>	F 111 <i>Sweep</i>	XB 70 <i>Span bending</i>	Su 17 IG <i>Sweep</i>	MIG 23 <i>Sweep</i>	SU 24 <i>Sweep</i>	Tu 22 M <i>Sweep</i>
1970	1972	1974	1974	1979	1981	1985
						
F 14 <i>Sweep</i>	FS 29 <i>Span</i>	B 1 <i>Sweep</i>	Tornado <i>Sweep</i>	AD 1 <i>Obliquing</i>	Tu 160 <i>Sweep</i>	AFTI/F 111 <i>M.A.W.</i>
1993	1994	2001	2002	2003	2004	2005
						
FLYRT <i>Span</i>	MOTHRA <i>Camber</i>	AAL <i>Pitch</i>	F/A 18 <i>A.A.W.</i>	Virginia Tech <i>Span</i>	Univ. of Florida <i>Twist</i>	Univ. of Florida <i>Gull</i>
2006	2006	2007	2007	2007	2008	2010
						
MFX 1 <i>Sweep &amp; Span</i>	Univ. of Florida <i>Sweep</i>	Virginia Tech <i>Camber</i>	Univ. of Florida <i>Folding</i>	MFX 2 <i>Sweep &amp; span</i>	Delft Univ. <i>Sweep</i>	Virignia tech <i>Camber</i>

Figura 1.2 - Evolução cronológica da aplicação das várias tecnologias morphing em aeronaves [6].

Historicamente tem-se verificado que soluções *morphing*, em termos de custo e complexidade, originaram sempre penalizações. No entanto, em certas circunstâncias, estas desvantagens têm sido superadas pelos benefícios do sistema como um todo. Aeronaves como o F-14 Tomcat e o Panavia Tornado são um bom exemplo disso, em que a variação do ângulo de enflexamento permite um bom desempenho, tanto em baixas como em altas velocidades (resolvendo problemas de compressibilidade).

Cada condição de voo exige que seja cumprido um vasto leque de requisitos. Seria ideal que uma mesma aeronave conseguisse preencher um elevado número ou mesmo a totalidade destas condições suprimindo, assim, a necessidade de ter várias aeronaves para desempenhar o que apenas uma poderia fazer. Tal tarefa não é fácil pois, como se sabe, a grande maioria das aeronaves é dimensionada para uma geometria óptima que satisfaça os requisitos que o fabricante se propôs alcançar.

No sentido de reduzir a complexidade das estruturas *morphing*, aumentando a sua fiabilidade, o sistema de actuação constituído por materiais activos deveria ser incorporado na estrutura. Idealmente não deveria haver distinção entre a estrutura e o mecanismo de actuação de

forma que o sistema utilizado para suportar os carregamentos seria também utilizado para mudar de configuração.

Alguns conceitos de asas *morphing* requerem actuadores acoplados a mecanismos internos, podendo estar ambos cobertos por superfícies aerodinâmicas flexíveis, rígidas ou deslizantes. Isto requer um conjunto de actuadores distribuídos, mecanismos e materiais que deslizem relativamente uns aos outros, ou, então, materiais para a pele que possam esticar e encolher. A linha temporal da Figura 1.1 expõe o desenvolvimento das tecnologias *morphing*, aplicadas em aeronaves militares, onde um veículo mais versátil compensa a complexidade adicional e o incremento de peso. Além disso, nos últimos anos, as atenções deslocaram-se para aeronaves pequenas (principalmente para *Unmanned Aerial Vehicle*, ou UAV's). Actualmente, a aposta nos UAV's resulta da sua maior versatilidade de funções e do curto tempo de entrega (devido à redução de tarefas burocráticas e de testes de qualificação). A menor carga aerodinâmica nos UAV's também potencia a implementação deste tipo de tecnologia nestas aeronaves. À excepção da variação do enflexamento, a maioria dos conceitos *morphing* anteriores eram aplicados em aeronaves leves, com velocidade de operação relativamente baixa.

No que diz respeito à defesa aérea, os adversários podem ser sofisticados ou rústicos. Os alvos são mais distribuídos e mais pequenos, mas a sofisticação crescente na defesa aérea significa que estes alvos podem ser perigosos ao atacar. É neste sentido que os conceitos *morphing* se tornam vantajosos, uma vez que permitem executar missões flexíveis e versáteis, facilitando o confronto com este tipo de alvos. Assim sendo, tornam-se mais eficazes no que concerne à questão do custo.

Inman *et al* <sup>[7]</sup> apresentou os requisitos de actuadores para controlar veículos aéreos *morphing*. De acordo com Inman, o desenho de mecanismos requer uma preocupação com: os tipos de movimentos que serão realizados pela estrutura, tendo em conta a ligação e fricção; os efeitos da deformação da estrutura da asa quando sujeita a carregamentos; e o controlo do actuador quando sujeito também a carregamentos. As dimensões, o peso e o volume dos actuadores são de extrema importância, bem como a largura de banda e o comportamento em *fail-safe*. O bloqueio também é essencial quando a asa está sujeita a carregamentos. Sem características de bloqueio, o actuador deve ter a capacidade de resistir ao carregamento total.

Concepções *morphing* podem também beneficiar da flexibilidade geométrica das estruturas se a energia aeroelástica do fluxo de ar puder ser usado para activar a mudança da geometria.

O controlo interno e a estratégia usada para permutar de uma configuração de asa para outra é também um objectivo importante no desenvolvimento destas ideias. Isto envolve selecção de sensores, travões, bloqueios, integração de sensores, actuadores e *software* associado. A velocidade à qual a mudança de geometria ocorre é também relevante. Por um lado, mudanças lentas podem ser suficientes para alterar o desempenho em algumas missões, por outro, mudanças rápidas podem aumentar significativamente a manobrabilidade da aeronave.

## 1.1. Motivação

Este trabalho surge na linha de continuidade do estudo de configurações *morphing* por parte do Departamento de Ciências Aeroespaciais da Universidade da Beira Interior, contemplando nesta fase a avaliação do desempenho em voo do protótipo de uma asa telescópica com variação simétrica de envergadura.

As tecnologias *morphing* em aeronaves têm atraído as atenções de milhares de investigadores em todo o mundo. *Morphing* de asas é uma disciplina promissora porque permite potenciar a exploração aerodinâmica em aeronaves, ao adaptar várias formas ou geometrias para diferentes condições de voo e para diferentes perfis típicos de missões.

Mudar a forma ou a geometria das asas não é um conceito novo. Como referido anteriormente, apesar das desvantagens inerentes ao *morphing*, conclui-se que, em certas circunstâncias, as mesmas foram superadas pelos benefícios do conjunto do sistema. Assim sendo, *morphing* consiste numa tecnologia promissora para o futuro da próxima geração de aeronaves.

Actualmente, o desenvolvimento de aeronaves tem procurado soluções altamente eficientes e “verdes”, o que faz com que, hoje em dia, este tipo de ideias tenha uma melhor aceitabilidade. A massificação de materiais compósitos e materiais inteligentes poderá eventualmente ajudar a superar as limitações dos sistemas *morphing* e a disponibilizar os benefícios das soluções já existentes.

O aumento da utilização dos serviços de GPS tem permitido explorar um potencial latente no que concerne à utilização de UAV's. Algumas das melhores aplicações são, por exemplo, o controlo de fronteiras, a monitorização ambiental, a meteorologia, as operações militares e a busca e salvamento. Outros dos benefícios, também já mencionados, são os menores custos de produção, a menor quantidade de certificados de segurança, os menores carregamentos aerodinâmicos e os menores custos de operação.

Muitas investigações em asas *morphing* estão focadas em pequenas aeronaves radio-controladas. Isto também oferece melhores oportunidades de mostrar e testar novos conceitos e atrair as atenções da indústria para o desenvolvimento, em larga escala, de novas tecnologias para veículos.

No caso particular das asas *morphing* de envergadura variável, esta solução apresenta como principais vantagens a adaptação a várias missões realizadas pela mesma aeronave e uma redução do consumo energético (potência requerida) para uma determinada gama de velocidades.

## 1.2. Estado da Arte

As asas com grandes envergaduras têm bom alcance e são eficientes em termos de gasto de combustível, mas têm manobrabilidade reduzida e velocidades de cruzeiro baixas. Por oposição, as aeronaves com baixa razão de aspecto são mais velozes e ágeis, tendo no entanto baixa eficiência aerodinâmica, McCormik *et al* <sup>[8]</sup>.

Uma asa de envergadura variável pode potencialmente integrar numa só aeronave as vantagens de ambos os conceitos, tornando esta tecnologia emergente especialmente atractiva para UAV's militares.

Os tópicos que serão considerados neste estado da arte serão os ensaios de voo, as asas telescópicas e os estudos sobre a avaliação da taxa de rolamento aplicada a asas *morphing*.

Na subsecção dos ensaios de voo serão apresentados alguns trabalhos que foram identificados como estando dentro do domínio dos ensaios de voo em UAV's. No entanto, não foi possível recolher informação relativamente à avaliação da eficiência aerodinâmica nestas aeronaves. A maior parte da informação recolhida era referente a avaliações aerodinâmicas de planadores. No que toca à informação disponível associada a ensaios de voo em UAV's, verificou-se que a maioria incidiu no âmbito do controlo da aeronave. Foram vários os estudos encontrados sobre asas telescópicas de envergadura variável, desde aeronaves antigas até aeronaves recentes.

O número de referências bibliográficas respeitante à análise de taxas de rolamento em aeronaves com tecnologias *morphing* de envergadura variável é escasso, uma vez que existem poucos estudos disponíveis na área em questão. De qualquer forma, os 5 estudos que foram analisados serão apresentados na subsecção referida.

### 1.2.1. Ensaio de Voo

Johnson *et al* <sup>[9]</sup> <sup>[10]</sup> <sup>[11]</sup> avaliou as características aerodinâmicas de vários planadores, sendo eles, o Schleicher ASH-26E, o Schleicher ASH-24W e o STd. Cirrus. Em todos os ensaios foram recolhidas informações de planeios e de mergulhos. A razão de planeio máxima foi de 46.5 para 1 (ASH-26E), de 44 para 1 (ASH-24W) e de 35.2 para 1 (STd. Cirrus).

Curry *et al* <sup>[12]</sup> analisou analítica e experimentalmente as características aerodinâmicas do *space booster Pegasus*. A partir das medições efectuadas nos primeiros ensaios de voo foi possível determinar coeficientes de sustentação, coeficientes de resistência ao avanço e coeficiente de momento de picada. Após estes primeiros ensaios, os investigadores concluíram que as informações referentes à aerodinâmica da aeronave estavam dentro das previsões realizadas.

Vincent *et al* <sup>[13]</sup> apresentaram a avaliação aerodinâmica de um planador Super Blanik L-23. Este trabalho foi realizado no âmbito de investigações da NASA sobre a viabilidade de construção de um UAV com características de grande autonomia, através da exploração da energia dos gradientes térmicos ascendentes. Foram realizados 43 ensaios de voo, o que tornou possível a caracterização da aeronave em estudo. A razão de planeio máxima do planador era de 28 para 1. Os ensaios realizados focaram essencialmente o estudo das derivadas de estabilidade, no sentido de avaliar um potencial latente neste tipo de aeronave.

Del Frate *et al* <sup>[14]</sup> apresentaram uma série de lições aprendidas pela NASA Dryden Flight Research Center no contexto dos ensaios de voo em UAV's ao longo das últimas décadas. As lições apresentadas prenderam-se sobretudo com tópicos referentes a: factores do espaço aéreo, factores atmosféricos, frequência de disponibilidade, perímetros de segurança,

factores humanos, desenvolvimento de *software* e *hardware* redundante, testes em solo, treino de equipas e testes climatéricos.

Taylor *et al* <sup>[15]</sup> apresentaram um estudo que visava o aperfeiçoamento das emissões de gases poluentes, do ruído e do desempenho de aeronaves da próxima geração. Foi testado um modelo de 8.5% da escala do X-48B, a partir do qual foram estimados parâmetros aerodinâmicos com base em regressões lineares e técnicas de análise de erros. Neste estudo foi dada especial ênfase à análise das derivadas de estabilidade da aeronave. Quanto aos parâmetros longitudinais, estes foram estimados através dos ensaios de voo.

Por último, Beasley *et al* <sup>[16]</sup> avaliaram o desempenho do rolamento de uma asa de envergadura variável. O aeromodelo testado era baseado num outro aeromodelo já existente, desenvolvido pelo Virginia Tech. O objectivo principal do trabalho prendia-se com a comparação da capacidade de execução do rolamento do aeromodelo com asa telescópica em relação ao aeromodelo de asa convencional. A taxa de rolamento máxima registada durante os ensaios foi de 68.7°/s, causando um ângulo de pranchamento de 137.8°. Através da observação de vídeos realizados na altura dos ensaios, concluíram que o tempo que a asa demorava a estender era de, aproximadamente, 1.25 segundos. Com este estudo concluiu-se que a taxa de rolamento desencadeada pela deflexão assimétrica da asa telescópica era cerca de metade da taxa de rolamento aquando da utilização dos *aileron*s, sendo esta última cerca de 150°/s para o aeromodelo com asa convencional.

### 1.2.2. Asa *Morphing*

Gevers Aircraft Inc., em 1997 investigou uma asa telescópica capaz de variar a envergadura, de forma a ser incorporada numa aeronave anfíbia de seis lugares. A asa seria composta por uma secção central fixa e duas secções extensíveis, aplicando um sistema de longarinas sobrepostas. A secção central da asa correspondia a uma asa direccionada para alta velocidade, pois possuía uma baixa resistência ao avanço e era forte. A secção extensível deslocava-se na direcção da envergadura e era utilizada para voos de baixa velocidade, descolagens e aterragens. Até ao momento não existem registos de quaisquer desenvolvimentos.

As asas telescópicas *morphing* para UAV's de ataque, desenvolvidas em 2001, pela AeroVision Inc., no seio do programa *Morphing* Aircraft Structures do DARPA, consistiram em asas com vários segmentos deslizantes. Verificou-se que a envergadura era inversamente proporcional à velocidade de cruzeiro, e permitiu a esta aeronave operar em várias condições de voo, desde o voo de espera, cruzeiro ou ataque a alta velocidade.

Bae *et al* <sup>[17]</sup> efectuaram estudos aerodinâmicos, estáticos e aeroelásticos num míssil e elogiaram alguns benefícios e desafios associados à concepção de uma asa *morphing* capaz de variar a envergadura. Os investigadores chegaram à conclusão de que a resistência ao avanço total da asa *morphing* reduziu em cerca de 20%, ao passo que o alcance aumentou aproximadamente 30%. A análise aeroelástica mostrou que para uma mesma pressão dinâmica, à medida que a asa estendia a deflexão da asa *morphing* aumentava, ou seja, a

deformação era tanto maior, quanto maior fosse a extensão da asa. De acordo com os autores, esta deformação devia-se essencialmente ao aumento do momento flector na raiz da asa. No estudo em questão, verificou-se ainda que numa dada condição de voo, a deflexão na asa *morphing*, proveniente dos esforços aerodinâmicos, era muito maior do que em asas convencionais. As considerações estáticas e aeroelásticas mostraram que esta asa de envergadura variável requeria um aumento da resistência à flexão, dado que a deformação devido à flexão era mais significativa do que a deformação originada pela torção.

O Air Force Research Laboratory <sup>[18]</sup> na Vehicle Research Section, desenvolveu uma plataforma não tripulada chamada ALICE (Air Launched Integrated Counter-Measure, Expendable) que podia ser lançada em pleno voo através de uma aeronave táctica a uma velocidade de 0.8 Mach e uma altitude de até 14850 m. Após ser lançada, a aeronave pode passar por três configurações distintas, sendo elas a configuração de lançamento, a configuração de cruzeiro e a configuração de voo de espera. Quando lançada, a aeronave executa um planeio usando controlo de cauda até alcançar uma velocidade de 250 nós, momento em que é accionado o motor da aeronave. Nesse instante poder-se-á optar pela mudança para modo de cruzeiro ou para modo de voo de espera. No modo de voo de cruzeiro é utilizada uma fração da envergadura total, podendo obter-se um alcance de 200 milhas náuticas e uma autonomia de uma hora. No caso do voo de espera, são deflectidas asas provenientes do intradorso da asa, possibilitando a utilização da extensão total da envergadura. Neste caso, a aeronave pode usufruir de uma autonomia de uma hora e uma carga útil de 11.3 Kg

Arrison *et al* <sup>[19]</sup> modificaram um aeromodelo Delta Vortex RC ao acrescentar uma asa telescópica. A nova aeronave foi então rebaptizada de BetaMax. Esta podia aumentar a envergadura 0.254m aos 1.105m de envergadura anterior. Para além disso, foi previsto um aumento no alcance de 19% relativamente à asa convencional, contando com o aumento de peso. O aeromodelo foi ensaiado em voo com sucesso e o desempenho da estabilidade estática foi melhorada em 5% quando as asas estavam totalmente estendidas. Foi ainda realizada uma análise da taxa de rolamento tendo em conta apenas a deflexão dos *aileron*s.

Neal *et al* <sup>[20]</sup> conceberam uma plataforma variável com capacidade de grandes mudanças na geometria da asa, quer de envergadura, quer de enflexamento, usando actuadores telescópicos pneumáticos. A razão de aspecto podia variar até 131%, incluindo a combinação de enflexamento e envergadura, e a área podia ser alterada em 31%. Os testes em túnel de vento revelaram que a variação da geometria da asa permitia manter baixas resistências ao avanço numa vasta gama de velocidades. Neal *et al* <sup>[21]</sup> redesenharam o modelo para implementar uma cauda de geometria variável e com isto aumentar a resistência da estrutura e do mecanismo.

Blondeau *et al* <sup>[22]</sup> desenharam e fabricaram uma asa segmentada em três secções para um UAV. No sentido de reduzir o peso, eles substituíram as longarinas por actuadores insufláveis que podiam suportar os esforços aerodinâmicos na asa. A longarina telescópica era constituída por três tubos concêntricos circulares, que reduziam o diâmetro à medida que o comprimento aumentava. Estes estavam ligados por rolamentos lineares de cerâmica, podendo estender e recolher utilizando pressão. Constatou-se ainda que a asa podia aumentar

114% na razão de aspecto, conseguindo suportar os esforços aerodinâmicos. Os resultados dos ensaios em túnel de vento revelaram que a asa sofria de resistência ao avanço parasita criada pelas junções das secções das asas. Quando completamente estendida, a asa telescópica alcançava eficiências aerodinâmicas de 9 a 10, sendo cerca de 25% menor do que a asa rígida equivalente.

Num desenvolvimento mais recente, Blondeau e Pines <sup>[23]</sup> conceberam uma asa telescópica com variação assimétrica da envergadura, dividida em duas secções: uma parte fixa junto à raiz e uma parte móvel oca que se encontrava no exterior da parte fixa. As asas estavam ligadas mecanicamente por nervuras com o objectivo de prevenir a torção e a instabilidade de *flutter*. Este novo protótipo conseguiu atingir uma mudança na razão de aspecto de 230% e permitiu reduzir a resistência ao avanço parasita devido à diminuição do espaçamento entre ambas as asas. Os ensaios em túnel de vento revelaram que na condição de asa totalmente estendida, a asa telescópica conseguia atingir eficiências aerodinâmicas na ordem dos 16, o que revelou ser idêntico à asa de núcleo de espuma equivalente.

Supekar <sup>[24]</sup> avaliou o desempenho estrutural e aerodinâmico de uma asa telescópica para um UAV segmentada em duas partes que podia variar também o diedro da asa exterior. Embora um protótipo básico tenha sido construído, não foi publicada a existência de um mecanismo actuador bem-sucedido devido a problemas de fabricação.

Sullivan e Watkins <sup>[25]</sup> investigaram uma aeronave de asa oblíqua capaz de deflectir simétrica e assimetricamente a extensão de cada semi-envergadura. Com apenas extensão simétrica, a razão de aspecto podia variar entre 3.3 e 4.7, levando a uma diminuição da velocidade de perda em aproximadamente 30% e a uma redução para metade na distância requerida na descolagem.

O Virginia Tech *Morphing Wing Team* com Alemayehu *et al* <sup>[26]</sup> desenvolveram uma asa com três características diferentes de morphing: mudança de envergadura, mudança de enflexamento e mudança de comprimento de corda.

Bharti *et al* <sup>[27]</sup> exploraram o mecanismo tesoura (do inglês *scissor-mechanism*) para alterar a envergadura e o enflexamento com um conceito baseado na asa TSCh (NextGen Aeronautics Inc.). Assim, foi construído um protótipo à escala que variava 55% da envergadura.

Gamboa *et al* <sup>[28]</sup> desenharam uma secção de uma asa capaz de mover e alterar a envergadura e a corda de forma independente ao usar longarinas e nervuras extensíveis, respectivamente. Eles compararam o desempenho alcançável com esta asa *morphing* em termos de resistência ao avanço, com uma asa tradicional a diferentes velocidades (de 15 m/s a 50 m/s). Foi realizada uma análise aeroestrutural considerando o mecanismo onde a envergadura podia aumentar na direcção da mesma. Neste caso foram mantidas as nervuras distribuídas, tendo sido utilizadas para aumentar a corda. Leite *et al* <sup>[29]</sup> prosseguiram a investigação deste conceito de asa telescópica com variação de geometria, com a diferença de o seu protótipo apenas variar a envergadura. O perfil mudava entre duas geometrias específicas diferentes.

Mestrinho *et al* <sup>[30]</sup> propuseram um novo conceito estrutural para a asa *morphing* de envergadura variável assimétrica. O sistema era composto por uma asa oca fixa, que se estendia desde a raiz até cerca de 50% da asa. A asa móvel deslizava no interior da asa fixa,

através de um mecanismo de cremalheira-pinhão. Dois servo-motores de actuação encontravam-se no centro da asa, enquanto o pinhão estava acoplado ao eixo do servo-motor que, por sua vez, estava ligado à cremalheira. Esta última estava ligada à asa móvel que esticava e encolhia quando era actuada pelo servo-motor. De acordo com este artigo, a asa telescópica tem uma resistência ao avanço superior à da asa convencional até uma velocidade de cerca de 25m/s. A partir desta velocidade a asa telescópica começa a ganhar vantagem em termos de redução de resistência ao avanço, sendo a percentagem máxima desta redução aproximadamente 30% para uma velocidade de cerca de 40 m/s.

### 1.2.3. Análise de Taxa de Rolamento

Henry <sup>[31]</sup> calculou o momento de rolamento obtendo também resultados experimentais. Além disso, comparou o coeficiente de rolamento experimental de uma asa de envergadura variável com o coeficiente de rolamento de uma asa convencional. O modelo contém um termo adicional cujo comportamento tende a modificar o amortecimento total. Os ensaios em túnel de vento, realizados a 4 graus de inclinação, permitiram constatar que, devido à discrepância entre os valores teóricos e experimentais, seria necessário aumentar a deflexão da envergadura para assim obter resultados equivalentes aos expectáveis pela deflexão de *ailerons*.

Jae *et al* <sup>[32]</sup> avaliaram o desempenho de uma asa *morphing* aplicada a um míssil de cruzeiro, calculando o momento de rolamento devido à deflexão assimétrica de uma asa telescópica. Este estudo permitiu concluir que era possível controlar o míssil através da deflexão assimétrica das asas, sendo este controlo mais eficaz do que utilizando os convencionais *ailerons*. Adicionalmente, foi concluído que a utilização deste conceito oferecia vantagens em termos de redução de resistência ao avanço e de aumento do alcance.

Mestrinho *et al* <sup>[30]</sup> calcularam a taxa de rolamento, considerando uma distribuição elíptica da sustentação para uma asa telescópica com deflexão assimétrica de envergadura. A taxa de rolamento máxima prevista pelo estudo era de aproximadamente 130°/s.

Henry e Pines <sup>[33]</sup> alargaram os padrões da dinâmica de modelos de aeronaves ao incluir termos adicionais (como perturbações) devido à assimetria de envergadura no controlo do rolamento. O estudo concluiu que o amortecimento total do sistema aumentava quando a envergadura crescia, em consequência da conservação do momento angular. A extensão da envergadura induzia um coeficiente de amortecimento maior do que o coeficiente de amortecimento associado à deflexão dos *ailerons*.

Seigler *et al* <sup>[34]</sup> também investigaram a variação de envergadura assimétrica com o propósito de aumentar a manobrabilidade em mísseis de cruzeiro. Ao formular um modelo completo não linear do míssil, incluindo a variação do centro de massa e a dependência do momento de rolamento em função do ângulo de ataque, demonstraram que a autoridade de controlo pode ser significativamente maior quando comparada com superfícies de cauda convencionais. Sabe-se ainda que o aumento da manobrabilidade é altamente dependente do ângulo de ataque, do actuador de velocidade linear e do comprimento da deflexão das superfícies. Para

além disso, a massa da asa que deflecte revelou ter um peso importante na dinâmica do míssil pois, à medida que o valor desta massa aumentava, a dinâmica de corpo rijo tornou-se altamente complexa.

### 1.3. Objectivos

O objectivo principal desta dissertação passa pela adaptação de uma plataforma UAV a uma asa *morphing* de envergadura variável para que futuramente o desempenho desta asa seja avaliado em voo.

Para alcançar este objectivo foi essencial executar uma série de tarefas, tais como: a realização de uma análise numérica da taxa de rolamento da asa telescópica em estudo; preparação da asa telescópica e da plataforma de testes UAV para os ensaios de voo; e instrumentação da plataforma de testes UAV com os instrumentos necessários à execução do estudo.

Em cada um dos tópicos referidos tiveram de ser efectuadas uma série de sub-tarefas que serão descritas e aprofundadas no decorrer dos próximos capítulos da dissertação.

No decorrer deste projecto é utilizada uma asa convencional para executar uma série de ensaios de voo. Estes ensaios serviram para testar a estrutura, os sistemas e para treinar o voo apenas com o conjunto de superfícies de controlo da cauda.

### 1.4. Disposição dos Conteúdos da Dissertação

Esta dissertação começa por fazer uma breve introdução ao tema dos ensaios de voo e encontra-se dividida em quatro partes principais: o desenvolvimento da asa telescópica; a descrição da plataforma de testes UAV; a análise da taxa de rolamento; e os ensaios de voo.

O capítulo 2 contempla o desenvolvimento da asa telescópica, onde serão expostas as características, as dimensões e o mecanismo de actuação da asa telescópica. Para além disso, também foram incluídas as alterações/adições que foram necessárias à preparação da asa em estudo para os ensaios de voo.

O terceiro capítulo faz uma descrição da plataforma de testes UAV, destacando uma breve história do seu desenvolvimento, a sua configuração, as suas dimensões principais e os instrumentos adicionados.

A análise da taxa de rolamento é feita no capítulo 4, onde serão apresentados: os conceitos de estabilidade de aeronaves; um método de cálculo da taxa de rolamento da asa convencional; e um método de cálculo da taxa de rolamento da asa de envergadura variável.

No capítulo 5, que contempla o desenvolvimento dos ensaios de voo, será feita a exposição dos objectivos dos ensaios; da mecânica de voo nivelado e planado; dos instrumentos utilizados e da forma como estes foram aplicados para calcular a eficiência aerodinâmica da aeronave; da metodologia empregue na realização dos ensaios de voo; e do programa explorado para adquirir os dados de voo em tempo real.

O sexto capítulo apresenta os resultados e a discussão dos ensaios de voo da asa convencional.

As principais conclusões basilares, bem como as sugestões para trabalhos posteriores serão reveladas no capítulo 7.



# Capítulo 2

## Desenvolvimento da Asa Telescópica

A asa telescópica que é preparada no presente estudo, tem vindo a ser desenvolvida ao longo dos últimos quatro anos no Departamento de Ciências Aeroespaciais da Universidade da Beira Interior. No seguimento desta investigação foram construídos dois protótipos, um por Mestrinho *et al* <sup>[35]</sup> em 2008/2009, e outro por Felício *et al* <sup>[36]</sup> em 2009/2010. O trabalho realizado incide sobre o estudo do desempenho aerodinâmico da asa telescópica desenvolvida por Felício *et al* <sup>[36]</sup>. No seguimento deste capítulo, na secção 2.1, estão descritas as características geométricas da asa em estudo

Os dois trabalhos anteriores incidiram, no caso de Mestrinho *et al* <sup>[35]</sup> no estudo aerodinâmico, desenvolvimento do conceito, construção de um protótipo e ensaios de flexão; no caso de Felício *et al* <sup>[36]</sup>, o seu trabalho destinou-se ao aperfeiçoamento do conceito, à melhoria dos processos de fabrico e aos testes no solo do desempenho estrutural e energético da asa em estudo.

Estando estas fases já ultrapassadas, torna-se necessário validar experimentalmente em voo as características aerodinâmicas da asa em estudo. Para tal, foi sido desenvolvida, paralelamente, uma plataforma UAV de testes que se apresenta descrita no capítulo 3, no sentido de possibilitar a realização dos ensaios de voo. Neste trabalho é avaliada a eficiência da asa (medindo a sua razão de planeio), bem como a capacidade de realizar rolamento com deflexão assimétrica.

Os resultados desta avaliação são posteriormente comparados com os de uma asa convencional de características geométricas idênticas, com o objectivo de verificar se, efectivamente, a asa telescópica em estudo é mais eficiente do ponto de vista energético do que uma asa convencional. De uma forma muito simples, pretende-se averiguar se para realizar uma mesma missão a asa telescópica despende menos energia do que a asa

convencional. As características da asa com a qual a asa em estudo é comparada estão descritas na secção 3.2.3.

Como já foi referido, toda a investigação anteriormente realizada implicou apenas a execução de testes no solo, não estando, no início deste trabalho, a asa em estudo preparada para a realização de testes de voo. Assim, foi necessário realizar uma série alterações/adições na asa de modo a prepará-la para os ensaios de voo propostos, garantindo a segurança e integridade da mesma, da plataforma de testes e da integridade de tudo o que se encontre no perímetro da área de realização os ensaios.

É importante destacar que a realização dos ensaios de voo foi feita com prática minuciosa e cuidadosa, de forma a minimizar erros e desperdício de todo o trabalho que foi despendido. Por isso, foi primordial trabalhar com o máximo rigor e cuidado com os materiais desenvolvidos/construídos. Na secção 2.2 serão apresentadas as alterações/adições que foram realizadas.

## 2.1. Caracterização

Nesta secção, é apresentado o desenvolvimento do protótipo da asa telescópica bem como o mecanismo de funcionamento e as suas dimensões. Estas dimensões são utilizadas no capítulo 4, onde é apresentado o estudo da análise da taxa de rolamento da asa telescópica.

Uma vez que é objectivo deste trabalho comparar duas asas, uma de configuração convencional e outra com variação de envergadura assimétrica, tem vindo a ser desenvolvida paralelamente a este projecto, uma plataforma UAV de testes que permita proceder aos ensaios de voo.

Esta plataforma UAV de testes apresenta uma configuração de asa alta, possibilitando, à partida, a obtenção de uma boa estabilidade lateral e permitindo, assim, uma redução da complexidade de construção do protótipo, suprimindo desta forma, a necessidade de introdução de diedro na asa em estudo. Além disso, como a gama de velocidades de funcionamento se situa entre os 15m/s e os 30m/s também não se considerou introduzir enflexamento.

A asa telescópica é uma asa rectangular que varia assimetricamente a envergadura e utiliza dois perfis baseados no perfil SG6042. Este perfil foi otimizado por meio de uma ferramenta computacional desenvolvida por Gamboa [37]. Os detalhes da optimização do perfil referido estão descritos na referência Gamboa *et al* [30]. O perfil da Figura 2.1 é o resultado da referida optimização.

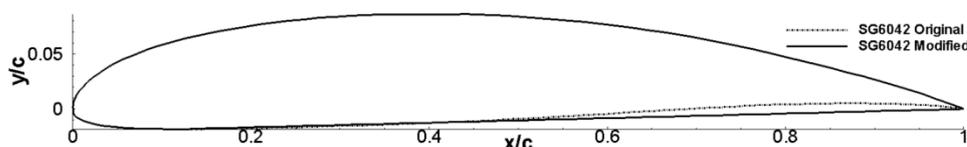


Figura 2.1 - Perfil SG6042 original com linha tracejada e modificado com linha contínua [35]

A asa em estudo é constituída por uma asa oca denominada *Inboard Fixed Wing (IFW)*, dentro da qual uma asa mais pequena e convencional, a *Outboard Moving Wing (OMW)*, desliza, movida por um servo ligado a um sistema de cremalheira e pinhão. O pinhão está ligado ao servo que se encontra no centro da asa, na *Actuator Bay*, que puxa e empurra a cremalheira que, por sua vez, está ligada à *OMW* de modo a que esta deslize no interior da *IFW*. A envergadura máxima foi estipulada em 2,5m tal como a asa original, no sentido de tornar possível uma comparação entre ambas. Os detalhes da construção da Asa Telescópica estão descritos em Felício *et al* <sup>[36]</sup>.

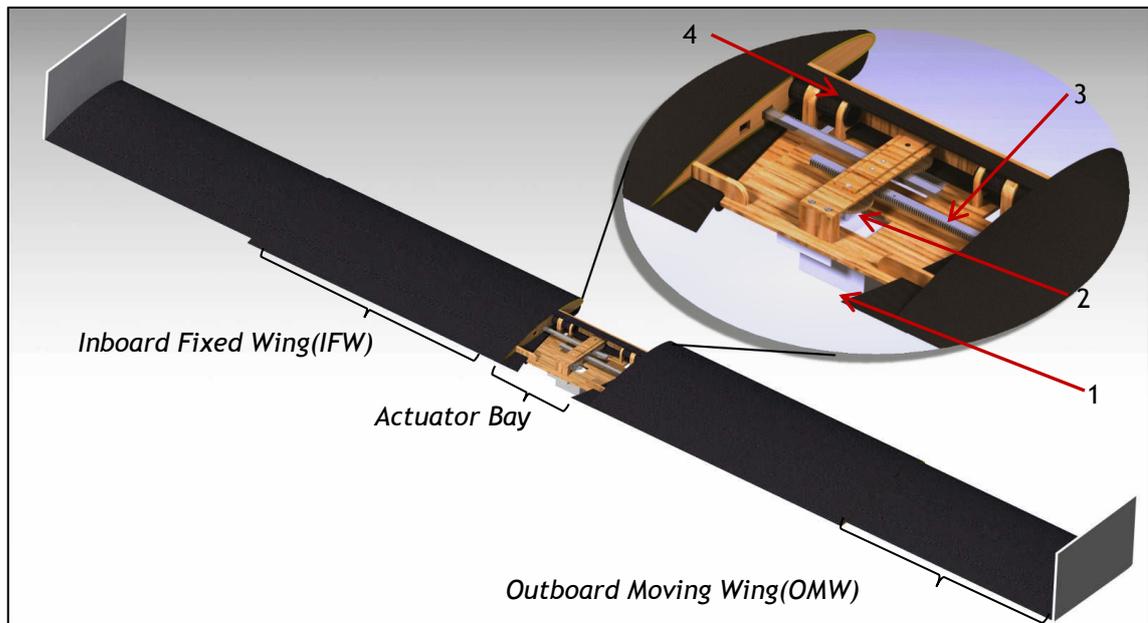


Figura 2.2 - Visão geral CAD da Asa Telescópica mostrando as suas principais componentes na parte central (*Actuator Bay*), sendo 1) servo-motor, 2) pinhão transmissor, 3) cremalheira e 4) mesa da longarina de carbono unidireccional

Na Figura 2.3 mostram-se as medidas principais da asa telescópica seguindo as abreviaturas da Tabela 2.1

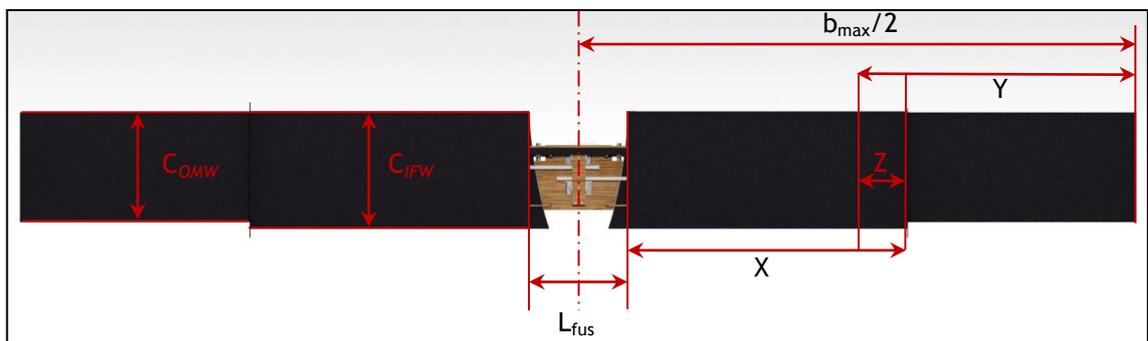


Figura 2.3 - Esquema em CAD das principais dimensões da asa telescópica

As principais dimensões da asa telescópica são apresentadas na Tabela 2.1

Tabela 2.1 - Dimensões da asa telescópica

Parâmetro	Descrição	Dimensão
$b_{max}/2$	Semi-envergadura máxima	1.250 m
$L_{fus}$	Espaçamento entra as IFW's	0,220 m
X	Envergadura da asa fixa	0,600 m
Y	Envergadura da asa móvel	0,625 m
Z	Porção da OMW dentro da IFW	0.100 m
$C_{IFW}$	Corda da asa fixa	0,265 m
$C_{OMW}$	Corda da asa móvel	0,245 m

## 2.2. Preparação para os Ensaio de Voo

A realização de testes do voo exige uma grande responsabilidade e segurança. De modo a preparar a asa em estudo para os testes de voo, foi necessário realizar algumas alterações estruturais e acrescentar alguns componentes. As subsecções seguintes descrevem pormenorizadamente cada alteração/adição acima apresentada.

### 2.2.1. Carenagens

No caso da carenagem do extradorso da asa telescópica, concluiu-se que a melhor solução seria uma carenagem amovível que cobrisse toda a parte superior da *Actuator Bay*. Por outro lado, no caso da carenagem do intradorso da asa telescópica, concluiu-se que a melhor solução seria colocar duas carenagens fixas à raiz das IFW's que iriam de encontro à fuselagem, desde o bordo de ataque até ao bordo de fuga, formando um ângulo aproximadamente de 90°, entre o intradorso da asa e da lateral da fuselagem. Concretizando, a Figura 2.4 a) apresenta a carenagem do extradorso e a Figura 2.4 b) apresenta as carenagens do intradorso.



Figura 2.4 - Vista das Carenagens: a) extradorso, b) intradorso.

O processo de fabrico escolhido para a construção das referidas carenagens foi a laminação a vácuo, pois possibilita um acabamento mais refinado; um peso mais reduzido, permitindo remover grande parte da resina em excesso; com baixo custo; e com uma complexidade de fabrico relativamente reduzida.

Este processo consiste em colocar o carbono\epoxy no molde previamente revestido com uma película antiaderente, ou caso não exista, revestido com tiras de fita-cola, como foi o caso, e desmoldante. Posteriormente, aplica-se o *peelply*, cuja função é dar um acabamento ideal para futuras colagens. Em seguida, aplica-se o *release film* e, por último, uma camada de feltro (*breather*). O conjunto é posteriormente envolvido por uma película, que depois de selada com uma junta de vácuo impossibilita a saída de ar. Após todo este processo concluído, apenas é necessário conectar uma bomba de vácuo à película selada, de modo a remover o ar do seu interior. A Figura 2.5 ilustra a representação esquemática do processo de fabrico por laminação com saco de *vacum*.

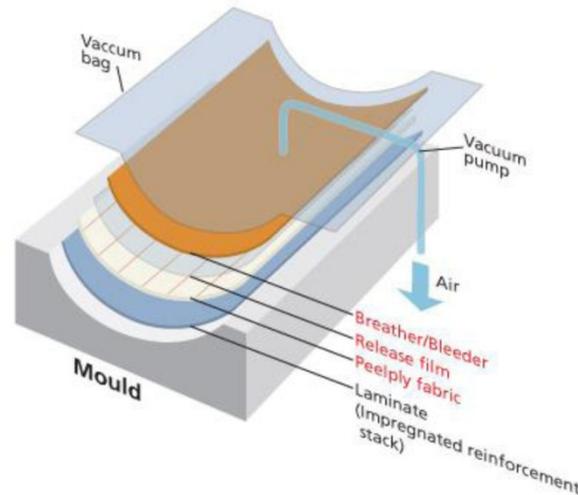


Figura 2.5 - Esquema dos vários componentes envolvidos na laminação a vácuo.

O processo de secagem deve ser realizado sob condições de temperatura controlada mas, uma vez que não se possuem os equipamentos necessários para este processo e a carenagem não tem função estrutural, a cura foi realizada à temperatura ambiente.

A resina utilizada neste processo foi a resina *SR1500*, que pode ser utilizada conjuntamente com vários endurecedores. O endurecedor utilizado foi o *SD 2503* que é um endurecedor considerado lento. O fabricante indica que o endurecedor é utilizado para laminações *standard* e para todo o tipo de aplicações, tendo um tempo de trabalho de aproximadamente 47 minutos a 25°C. Reconhece-se, portanto, que este endurecedor adequa-se perfeitamente ao trabalho pretendido.

Relativamente ao processo de cura, não foi possível realizá-lo nas condições recomendadas pelo fabricante pois, como já foi referido, não existe equipamento adequado para a realização deste processo. Portanto, uma vez que o fabricante sugere que se realize um dos seguintes processo de cura: 24 horas a 20°C, passando posteriormente por uma das três fases seguintes de pós-cura: 14 dias a 20°C, 24 horas a 40°C ou 16 horas a 60°C, o método de pós-cura utilizado, tendo em conta a falta de equipamento, foi de aproximadamente dez dias à temperatura ambiente. Uma vez que na altura em que foi realizada a laminação já se estava praticamente no Verão, a temperatura ambiente andaria à volta dos 25-30°C no local onde se encontravam os conjuntos.

Para proceder à laminação da carenagem superior foi concebido um molde em *poliestireno extrudido* revestido por tiras de fita-cola para facilitar a desmoldagem e para evitar que a carenagem se colasse ao molde. Este molde está ilustrado na Figura 2.6.



Figura 2.6 - Molde construído para laminação da carenagem superior.

A carenagem inferior foi laminada utilizando dois moldes, um já existente da fuselagem da plataforma UAV de testes e um outro concebido com a forma do intradorso das *IFW's* esquerda e direita. Juntando os dois, resultou a combinação pretendida para efectuar a laminação. Neste caso, o processo de laminação foi um pouco mais complexo, devido ao facto de o saco de vácuo ter de envolver o molde da fuselagem da plataforma UAV de testes para proceder à laminação.

### 2.2.2.Reforço Estrutural no Tabuleiro da Actuator Bay/*IFW's*

O reforço da *Actuator Bay* adveio da necessidade do aumento da rigidez da parte central da asa telescópica. A solução adoptada neste reforço consistiu na introdução de um elo de ligação em contraplacado e em forma de *L* entre cada *IFW* e o tabuleiro da *Actuator Bay*.

A montagem do reforço foi levada a cabo após ter-se procedido a um ligeiro corte na *Actuator Bay*, onde encaixaram os dois reforços. A colagem foi efectuada com cola epoxy e foram adicionados dois tacos triangulares, em pinho, na junção entre a peça de reforço e as *IFW's*, de modo a distribuir melhor o esforço da asa para o tabuleiro. Como resultado deste reforço, foi notório o aumento de rigidez torsional na parte central da asa telescópica. A Figura 2.7 ilustra o reforço aplicado entre a *IFW* e a *Actuator Bay* após a construção.

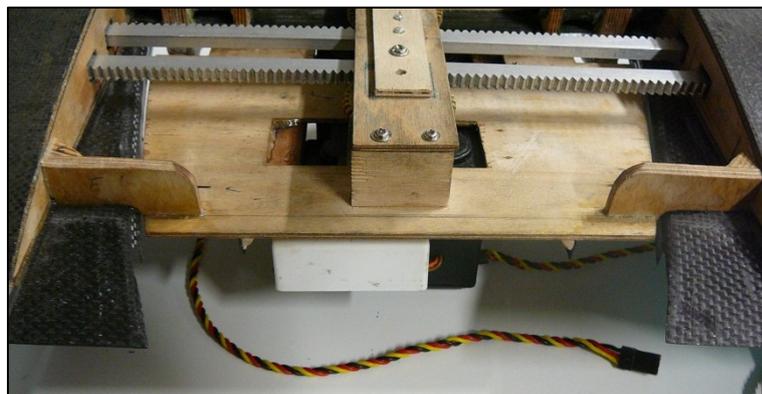


Figura 2.7 - Reforços estruturais no tabuleiro da *Actuator Bay/IFW's*.

### 2.2.3. Fixação da *Actuator Bay* à Fuselagem

Como já foi referido, a asa telescópica foi construída por Felício et al <sup>[36]</sup>, no âmbito do seu trabalho de Mestrado. Os objectivos do seu projecto passaram pelo teste da carga suportada e a deflexão da asa telescópica. Assim, não foram construídos mecanismos de fixação à fuselagem da aeronave em estudo, pois não fazia parte do âmbito do seu projecto. Por conseguinte, no presente trabalho surge a necessidade de conceber um mecanismo de fixação da asa telescópica à aeronave em estudo. A estratégia adoptada de forma a contornar esta situação consistiu na fixação de um tubo de alumínio numa ligação de madeira que se situa na parte inferior da *Actuator Bay*, com 7mm de diâmetro e 44mm de comprimento. A colagem foi efectuada com fibra de carbono/epoxy.

Adicionalmente introduziu-se um novo ponto de fixação localizado a cerca de 70% da corda da *IFW* de modo a distribuir melhor o esforço do carregamento da asa telescópica para a fuselagem. Esta peça, em forma de L invertido, está colada no interior da fuselagem da plataforma UAV de testes com uma porca na parte inferior onde enrosca um parafuso cuja cabeça assenta no tabuleiro da *Actuator Bay*. A Figura 2.8 ilustra o mecanismo adoptado para fixar a *Actuator Bay* à fuselagem da plataforma de testes. Com este método de fixação, foi possível encaixar harmoniosamente a asa telescópica à fuselagem da aeronave em estudo.

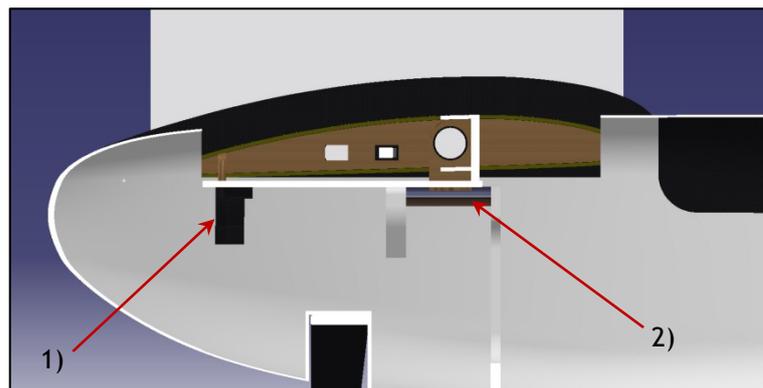


Figura 2.8 - Vista em CAD do corte do plano longitudinal da asa telescópica e da plataforma UAV de testes com: 1) ponto de fixação em L, 2) tubo de alumínio.

### 2.2.4. Mecanismo de Engrenagem da Asa Telescópica

Como já foi mencionado, a asa telescópica exigia algumas alterações. Foi indispensável reconstruir as cremalheiras que estavam conectadas às *OMW's* uma vez que faltavam alguns dentes.

O sistema de fixação antigo do veio/pinhão era feito com um parafuso a entrar ligeiramente no veio. Esta fixação desencaixava recorrentemente durante os ensaios no solo e, por isso mesmo, foi necessário modificar o sistema de fixação veio/pinhão. Portanto, decidiu-se introduzir um perno de 2mm a atravessar o pinhão/veio, impedindo-os de se desencaixarem. Como o veio antigo tinha um diâmetro de 4mm, seria demasiado imprudente fazer um furo de 2mm num veio de 4mm, pois só ficaria 1mm de cada lado na espessura máxima do veio na zona do furo. Deste modo, optou-se por fazer um veio novo, desta vez com 6mm, deixando

assim 2mm de cada lado na espessura máxima do veio na zona do furo. Relativamente ao pinhão, foi essencial aumentar o diâmetro do furo central de 4mm para 6mm, bem como adicionar algum material na zona inferior de modo a que pudesse haver espaço para fazer o furo de 2mm onde encaixaria o perno.

As novas cremalheiras já montadas nas *OMW*'s estão ilustradas na Figura 2.9 a) e a configuração final do novo mecanismo de engrenagem do servo-motor está ilustrado na imagem da Figura 2.9 b).

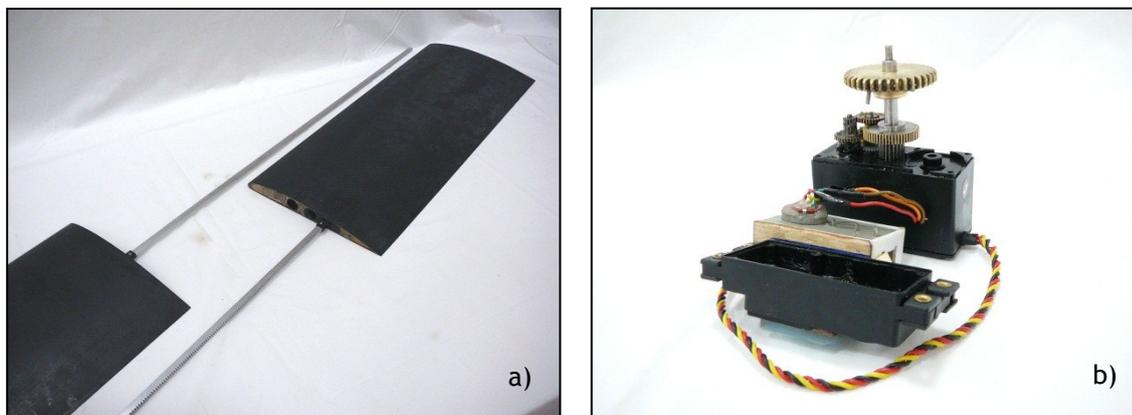


Figura 2.9 - Aperfeiçoamento do mecanismo de engrenagem: a) cremalheiras, b) conjunto servo-motor.

### 2.2.5. Sistema de Fixação da Cremalheira à *OMW*

No período em que a asa telescópica foi construída e testada no solo, as cremalheiras das *OMW*'s estavam fixas com cola quente. Como no presente trabalho pretende-se preparar a asa telescópica para realizar os ensaios de voo, é de extrema importância construir um sistema que fixe as cremalheiras às *OMW*'s de uma forma segura. Adicionalmente, este sistema deve permitir a substituição das cremalheiras ou das *OMW*'s, caso algum deles se danifique. Portanto, construíram-se duas peças, estando cada uma delas, coladas com resina epoxy a cada uma das *OMW*. As cremalheiras são então fixas a estas peças por um parafuso.

A construção das peças foi realizada utilizando o mesmo molde para ambas as peças, aplicando-se a forma do perfil da asa após o processo de cura das mesmas. Foi concebido um molde macho em pinho, constituído por uma placa com um orifício, cujas dimensões eram as da cremalheira. Dentro do orifício encaixava um perfil perpendicular à placa que também possui as dimensões da cremalheira. Um molde fêmea foi também construído no sentido de apertar o carbono/epoxy contra o molde macho aquando da laminação. O resultado da construção do mecanismo de fixação está ilustrado Figura 2.10.

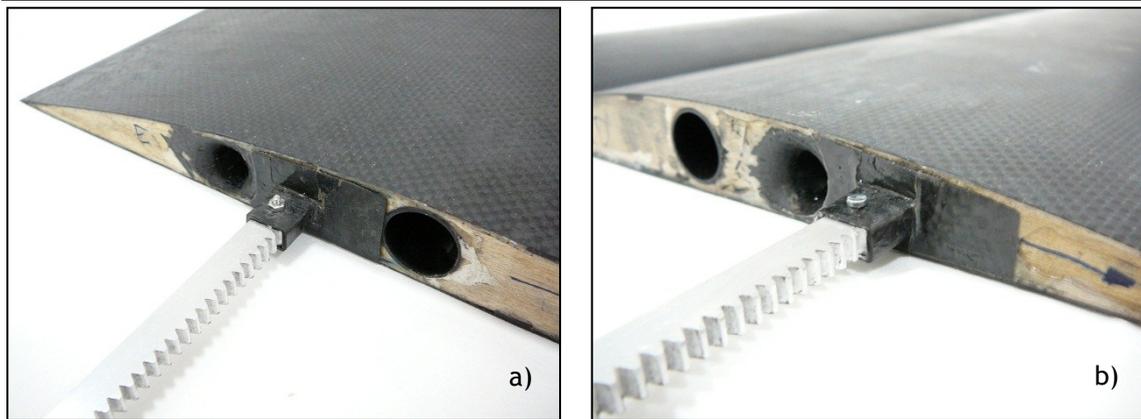


Figura 2.10 - Sistema de fixação da cremalheira à OMW: a) asa esquerda, b) asa direita.

### 2.2.6. Pontas da Asa

Durante os primeiros ensaios de voo com a asa fixa constatou-se que a aeronave era estável lateralmente, mas esta estabilidade não era suficiente para controlar a aeronave no pranchamento apenas recorrendo ao leme de direcção (sem *ailerons*). Devido a esta situação, optou-se por aumentar a área lateral acima do CG, no sentido de aumentar a estabilidade lateral. Desta feita, foram construídas e coladas duas pontas de asa. Em termos de estabilidade lateral foi notória a melhoria, no entanto, este acrescento tornou a aeronave mais sensível ao vento. Por uma questão de coerência, de equivalência de resultados e, para que as duas asas (convencional/telescópica) pudessem ser comparáveis, optou-se por acrescentar duas *endplates*, com as mesmas dimensões, nas pontas das OMW's. A Figura 2.11 a) e b) mostram as pontas das asas das OMW's direita e esquerda, respectivamente.

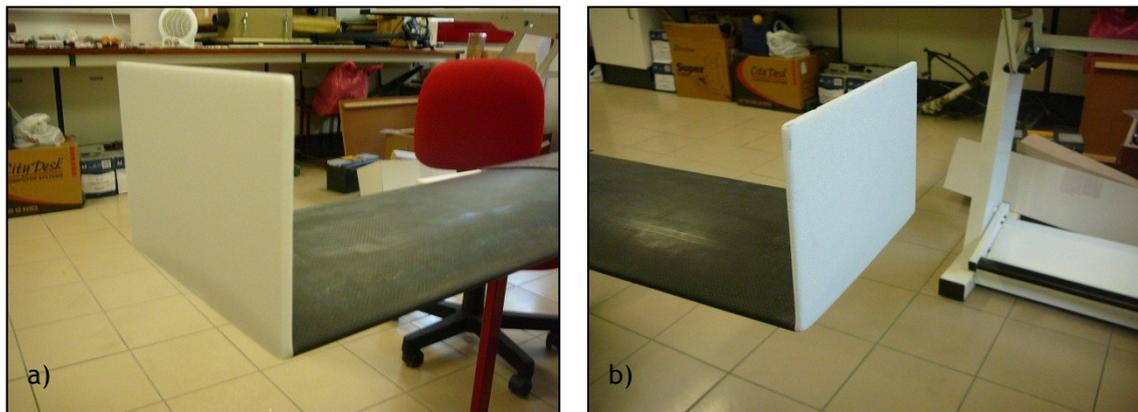


Figura 2.11 - Conjunto de pontas de asa: a) direita, b) esquerda.

### 2.2.7. Sistema de Alimentação dos Servo-Motores da Asa Telescópica

Segundo Felício<sup>[36]</sup>, a potência de pico à carga máxima (4.5g) utilizando os dois servo-motores é 36W, por outro lado, o receptor que alimenta os servo-motores da plataforma de testes não permite que seja fornecida esta potência, por isso, foi fulcral introduzir um sistema de alimentação suplementar, que permitisse providenciar as necessidades energéticas do

movimento das OMW's. Desta forma, distinguem-se os dois sistemas de alimentação, quando se utiliza a asa telescópica.

Destaca-se, por um lado, o sistema de alimentação principal que fornece energia ao conjunto de servo-motores das empenagens, do trem de nariz e ao controlo do motor; e, por outro lado, o sistema de alimentação da asa telescópica que, como o nome indica, fornece energia aos servo-motores da asa telescópica. Este novo sistema de alimentação permite introduzir alguma redundância no que concerne à alimentação de todos os componentes integrantes na aeronave. Além disso, separa a alimentação dos servo-motores da asa telescópica dos restantes componentes intervenientes, permitindo, em caso de falha de um deles, que o outro possa aterrar a aeronave em segurança.

No entanto, a falha do sistema de alimentação principal é mais catastrófica, pelo que, se o motor deixasse de produzir tracção e a aeronave se encontrasse longe seria muito difícil proceder a uma aterragem segura.

Posto isto, a solução encontrada para resolver este problema foi implementar um regulador DC-DC com uma tensão de saída de 5V (tensão de funcionamento dos servo-motores da asa telescópica). A tensão de entrada do regulador pode variar entre 9 a 18V, tendo sido escolhida uma bateria de polímeros de Lítio, porque apresenta uma elevada capacidade de armazenamento específica. Esta bateria tem uma capacidade de 3.3Ah, é constituída por três elementos e apresenta uma tensão nominal de 11.1V, adequando-se perfeitamente às necessidades de consumo dos servo-motores da asa telescópica. Dado que a potência requerida de pico, utilizando os dois servos à carga máxima (4.5g), é de 36W<sup>[36]</sup>, e a potência máxima do regulador anunciada pelo fabricante é de 40W, conclui-se que este regulador é capaz de suprir perfeitamente as necessidades eléctricas dos servo-motores.

A implementação deste regulador foi efectuada fabricando um circuito impresso, que foi acoplado ao regulador DC-DC. Este circuito é constituído por uma entrada para a bateria, com conectores *deans*; duas saídas de 5V para alimentar os dois servos; um *led* para identificar o estado do regulador (ligado ou desligado); e uma terceira saída extra para alimentar algum outro sistema que se venha a adicionar e que seja alimentado a 5V.

Ao regulador foi acrescentado um dissipador, unindo-os com massa térmica, de modo a facilitar a permuta de calor entre ambos. Adicionalmente, foi introduzido um filtro tipo pi, recomendado pelo fabricante, para cumprir os parâmetros de emissões electromagnéticas estabelecidos pela norma EN55022.

Por fim, colou-se, com cola quente, uma tábua de contraplacado de 1mm à parte de baixo do circuito impresso de modo a evitar curto-circuitos. A Figura 2.12 ilustra o sistema de alimentação adaptado para os servo-motores da asa telescópica.

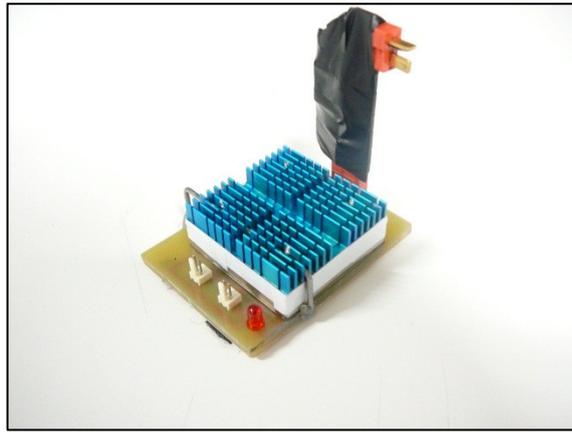


Figura 2.12 - Sistema de alimentação dos servo-motores da asa telescópica constituído por regulador DC-DC e filtro pi.



# Capítulo 3

## Plataforma UAV de Testes

Como referido no início do capítulo 2, a unidade de investigação do Departamento de Ciências Aeroespaciais da Universidade da Beira Interior, tem vindo a estudar novos conceitos de *morphing* em aeronaves.

O presente trabalho surge no seguimento da fase de testes de um protótipo, de asa de envergadura variável.

Paralelamente ao projecto deste protótipo, tem vindo a ser desenvolvido, pelo mesmo Departamento, uma plataforma de testes UAV, com o propósito de validar e avaliar os novos conceitos estudados. Nesse sentido, tem-se instrumentado e dotado a plataforma de teste UAV, de características que permitam proceder aos ensaios de voo, sem comprometer a segurança do mesmo.

No seguimento deste capítulo, será exposta: uma breve história do desenvolvimento da plataforma de testes UAV; a sua configuração; serão apresentadas as suas dimensões principais; e serão descritos os instrumentos adicionados.

### 3.1. Apresentação

A plataforma UAV de testes é o Olharapo. O nome surge a partir de um conjunto de figuras que foram representadas nas animações da expo 98, chamados Olharapos. De um modo genérico, a sua função inicial principal era dar aos alunos do curso de Engenharia Aeronáutica da Universidade da Beira Interior uma experiência do ciclo de desenvolvimento de uma aeronave, ou seja, projecto, fabrico e testes.

A primeira versão da fuselagem deste UAV foi pensada apenas para receber uma asa convencional. Esta versão teve alguns problemas com a refrigeração e eficiência do motor,

porque este se encontrava no interior da fuselagem, junto à união com o cone de cauda, e tinha um sistema de engrenagem com dois pinhões, um ligado directamente ao motor que, por sua vez, estava ligado a um pinhão solidário com a hélice, como demonstram as Figura 3.1.a) e b). Nesta configuração a aeronave é denominada Olharapo1 V.

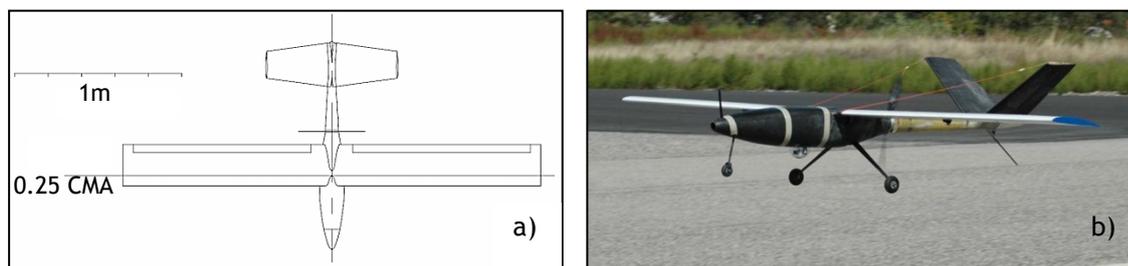


Figura 3.1 - Olharapo1 V: a) Vista em planta do Olharapo I, b) Foto do Olharapo I em voo.

Os principais requisitos do projecto passavam por ter uma autonomia de 1 hora, capacidade de videovigilância, massa máxima à decolagem de 6kg, ter motor eléctrico e ser autónomo. Tendo como base a 1ª versão, foi desenvolvida uma nova aeronave denominada Olharapo2. As alterações necessárias levadas a cabo no sentido de permitir acomodar outras asas, passaram por aumentar a largura da fuselagem (devido à exigência de espaço para a instalação de sistemas de navegação autónoma), dotar a fuselagem de um sistema de fixação de asa, que permitisse a instalação de diferentes asas (no seguimento do interesse demonstrado pela unidade de investigação em testar novos conceitos de asas *morphing*), e alterar o sistema propulsivo, construindo-se um veio com transmissão directa do motor para a hélice que se encontra atrás do cone de cauda (devido à pouca eficiência do sistema anterior). Posteriormente, devido a um requisito dos primeiros ensaios de voo com a asa telescópica, alterou-se a configuração das empenagens de V para H. Nesta segunda versão existem duas configurações de cauda, denominando-se a aeronave denominada Olharapo2 V e Olharapo2 H, quando é utilizada uma empenagem V ou empenagem H, respectivamente.

### 3.1.1. Configuração

A configuração apresentada pela plataforma UAV de testes é asa alta, motor empurra, trem triciclo e empenagens em H.

Os motivos que levaram a escolher a configuração de asa alta para a plataforma UAV de testes prenderam-se com questões de estabilidade lateral e de facilidade de acesso à zona da asa. A estabilidade lateral é fundamental numa aeronave experimental, principalmente quando se trata do desenvolvimento de novos conceitos. Nesse sentido, optou-se por uma configuração de asa alta porque o efeito diedro é maior do que no resto das configurações de asas. Por outro lado, e por questões operacionais (necessidade de montar e desmontar as asas), cada vez que se pretendeu realizar os ensaios de voo, a configuração de asa alta permitiu uma maior facilidade de acesso à zona da asa, utilizando um mecanismo simples de fixação à fuselagem.

A primeira versão da plataforma de testes já tinha esta configuração. Entretanto, com a construção da nova fuselagem foi possível desenvolver uma forma de fixação que permitisse

albergar várias asas. Nesse sentido, construiu-se um caixão central, onde são encaixadas as asas da asa fixa, que se encontra encaixado e fixo à fuselagem da aeronave. No caso da asa telescópica, o mecanismo de fixação é idêntico, como referido na secção 2.2.3.

É importante referir que, apesar dos ensaios de voo terem por objectivo avaliar o desempenho em voo da asa telescópica, a asa fixa teve um papel importantíssimo, na medida em que permitiu preparar a aeronave e treinar o piloto para os ensaios de voo da asa telescópica.

O motor utilizado é um motor eléctrico sem escovas de 1150W que está instalado dentro da fuselagem perto do centro de gravidade (CG), e a hélice está instalada na traseira do cone de cauda e ambos estão acoplados através de um veio de carbono\epoxy. A hélice utilizada é uma hélice tri-pá de 12''x8'' com passo fixo. A configuração empurra tem sido bastante utilizada recentemente pois tem várias vantagens. A vantagem mais importante consiste na redução do arrasto de fricção<sup>1 [38]</sup> devido à posição do motor. A asa encontra-se numa posição onde o escoamento não é perturbado a jusante. Por outro lado, uma vez que um dos requisitos do projecto conceptual da aeronave era acoplar uma câmara de vídeo na barriga da aeronave, utilizando a configuração empurra, foi possível obter uma área frontal “limpa”. Na parte traseira do cone de cauda encontra-se um patim para impedir que a hélice raspe no chão.

O trem em triciclo é constituído por duas rodas atrás do CG e uma roda auxiliar à frente do CG. Quer o trem principal quer o trem da frente são fixos. A principal desvantagem de ter o trem em triciclo e uma configuração de motor empurra é ter um ângulo muito reduzido entre o trem principal e o patim do cone de cauda, o que obriga a percorrer uma maior distância na descolagem e a uma velocidade considerável na aterragem.

As empenagens em H surgem do desempenho inadequado das empenagens anteriores (empenagens em V). As empenagens em V eram inadequadas porque não cumpriam um dos requisitos dos primeiros ensaios de voo com a asa telescópica, que era utilizar unicamente as empenagens como meio de controlo da aeronave. Este requisito não era cumprido porque as empenagens em V padecem de um fenómeno chamado *adverse roll-yaw coupling*<sup>2</sup>, impossibilitando o controlo com recurso unicamente às empenagens e, conseqüentemente, impedindo a sua utilização nos primeiros ensaios de voo da asa telescópica sem controlo de *ailerons*.

Desta forma, foi necessário encontrar uma solução que oferecesse o melhor compromisso entre funcionalidade/ modificações necessárias/ dificuldade de construção. Essa solução

---

<sup>1</sup> O arrasto de fricção é causado pela colisão das partículas de ar contra a superfície da aeronave. Este transporte numa escala molecular origina o fenómeno de difusão de massa, viscosidade (fricção molecular em meios fluidos).

<sup>2</sup> Efeito que surge devido ao facto das empenagens verticais e horizontais estarem “misturadas”. Sendo a força resultante da deflexão das empenagens perpendicular ao plano das empenagens. Conseqüentemente existirá uma componente vertical e outra horizontal da força. O momento de rolamento destas forças será na direcção contrária à direcção do momento de guinada.

passou pela construção de uma empenagem em H. A empenagem em H é caracterizada por ter uma empenagem horizontal e duas empenagens verticais, estando as empenagens verticais posicionadas nas pontas da empenagem horizontal. A configuração de empenagem em H tem a vantagem de permitir executar o controlo da aeronave apenas utilizando os lemes horizontais (elevadores) porque é possível, tendo dois servo-motores, utilizar os elevadores como *elevons*<sup>3</sup>.

### 3.1.2. Detalhes da Estrutura

A fuselagem tem uma casca construída em fibra de carbono/epoxy com uma estrutura *monocoque* trabalhante reforçada por cavernas na zona do trem da frente, no trem principal, no encaixe das asas e na junção da fuselagem ao conde de cauda. O motor encontra-se no interior da fuselagem junto à união entre a fuselagem e o cone de cauda. O cone de cauda também tem uma casca construída em fibra de carbono/epoxy com uma estrutura *monocoque* trabalhante reforçada por cavernas. As cavernas estão posicionadas na junção da fuselagem ao conde de cauda, para fixar o cone de cauda à fuselagem; a meio do cone de cauda, para suportar um rolamento que impede o veio do motor de flectir; na zona das empenagens para encastrar as longarinas das empenagens; e na ponta do cone de cauda, para encaixar uma peça na qual estão embutidos rolamentos onde passa o veio do motor. O cone de cauda tem apenas dois encaixes de empenagens, isto porque este cone de cauda foi dimensionado inicialmente para albergar umas empenagens em V. Assim sendo, o encaixe das empenagens encontra-se inclinado 30° relativamente ao plano horizontal, tem -3° de incidência e o perfil é o NACA 66009. O comprimento total da fuselagem mais cone de cauda é 1.54m.

A asa fixa é uma asa rectangular convencional, construída em madeira. Esta é constituída por uma longarina de pinho, enquanto que a casca e as nervuras são de balsa. O perfil utilizado é um SG6042, a sua envergadura tem 2.5m e a corda é de 0.25m. Na ponta das asas foram instaladas *endplates* pelos motivos referidos na secção 2.2.6.

As empenagens em H são constituídas por duas empenagens horizontais e duas empenagens verticais, estando as empenagens verticais posicionadas na ponta das empenagens horizontais. As empenagens verticais estão conectadas às empenagens horizontais aproximadamente a dois terços da sua altura. As empenagens horizontais mantiveram o perfil das empenagens em V, um perfil NACA 66009. A envergadura das empenagens horizontais é de 0.77m, a corda na raiz é de 0.245m e a corda na ponta é de 0.165m. O controlo dos lemes de profundidade<sup>4</sup> é realizado por dois servo-motores independentes que permitem utilizá-las como *elevons*. As empenagens verticais são constituídas por duas placas planas. A corda das empenagens é de 0.175m, a espessura é de 10mm e a altura é de 0.255m. A movimentação do leme de direcção<sup>5</sup> é realizada por dois servo-motores independentes.

---

<sup>3</sup> Deflexão assimétrica dos elevadores.

<sup>4</sup> Parte móvel do estabilizador horizontal.

<sup>5</sup> Parte móvel do estabilizador vertical.

## 3.2. Alterações à Plataforma de Ensaios

De modo a preparar a plataforma de testes para os ensaios de voo, foi necessário realizar várias tarefas, sendo que as mais importantes serão apresentadas no seguimento das próximas subsecções.

Relativamente ao cone de cauda, foi essencial realizar algumas tarefas de acabamento, pois as empenagens não encaixavam perfeitamente, nem a caverna central estava devidamente dimensionada. Por isso foi necessário construir uma caverna central nova. Devido ao facto de existirem alguns problemas com a refrigeração do motor, abriu-se uma entrada de ar na fuselagem. O controlo da aeronave utilizando apenas as empenagens em V não era possível e, por isso, construiu-se um par de empenagens novas. De seguida apresentam-se as modificações mais detalhadamente.

### 3.2.1. Apoio do Veio

Antes de se proceder aos ensaios de voo, é essencial realizar ensaios exaustivos ao sistema propulsivo adoptado, principalmente quando são adicionados veios ao sistema propulsivo. Adicionalmente, após os ensaios, os componentes envolvidos devem ser verificados.

Numa das verificações após os ensaios, ao remover o veio do interior do cone de cauda, a caverna central descolou-se, isto porque, tinha uma área de colagem insuficiente. Esta falha revelou que deveria ser construída uma caverna que tivesse uma área de colagem maior. Desta forma, construiu-se uma caverna com o perfil do cone de cauda permitindo, assim, que praticamente todo o perímetro da caverna estivesse em contacto com o cone de cauda, exceptuando a parte superior da caverna porque era necessário espaço para passarem os fios dos servo-motores das empenagens. Ao construir esta nova caverna, foi possível alterar o rolamento contido na caverna anterior, introduzindo um mais leve e com menor fricção. A imagem da seguinte Figura 3.2 ilustra a caverna construída com o rolamento já colado.

De forma a proceder à colagem desta nova caverna, abriu-se um rasgo no cone de cauda, na zona onde ela se encontrava anteriormente, colou-se a caverna no local onde se encontrava a anterior, chanfrou-se a zona do rasgo e uma peça para o tapar, previamente laminada no molde do cone de cauda, e finalmente colou-se a peça que serviria de tampa.



Figura 3.2 - Caverna central do cone de cauda.

### 3.2.2. Entradas de Ar do Motor

Ensaio estáticos de temperatura do motor, indicaram que as temperaturas do motor e no interior da fuselagem eram demasiado elevadas. Estas temperaturas elevadas poderiam ser perigosas para a própria estrutura, porque uma vez que a fuselagem é toda construída em fibra de carbono/epoxy e o aumento de temperatura enfraquece as propriedades mecânicas da resina epoxy, esta combinação poderia ser prejudicial para a aeronave.

De forma a encontrar uma solução para melhorar a refrigeração do motor realizaram-se algumas simulações no programa XFLR5 (que será apresentado no capítulo 4), com o objectivo de averiguar qual a posição mais adequada para serem colocados dois orifícios na fuselagem, um de entrada e outro de saída de ar. O objectivo destes orifícios é capturar o ar fresco do escoamento em volta da aeronave para o motor. A Figura 3.3 ilustra a distribuição de  $C_p$  na fuselagem da plataforma UAV para um ângulo de ataque de  $2^\circ$  e uma velocidade 20m/s.

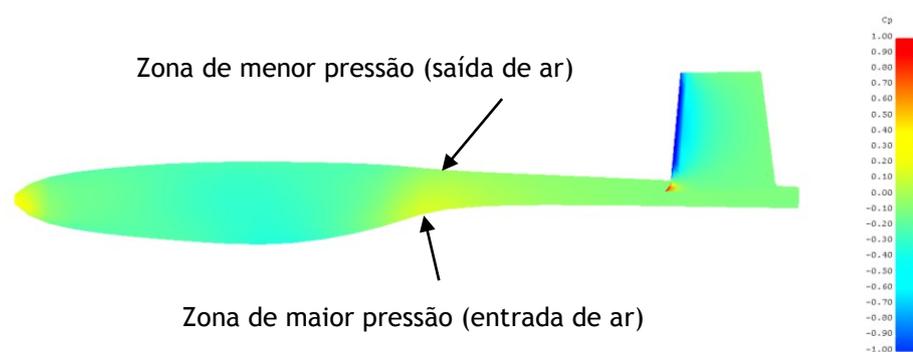


Figura 3.3 - Plano lateral da distribuição de  $C_p$  em torno da fuselagem da plataforma UAV.

Atendendo a que o ar tende a deslocar-se das zonas de alta pressão para as zonas de baixa pressão, determinou-se que a colocação da entrada de ar inferior seria ligeiramente à frente do motor e a saída de ar, na parte superior da fuselagem, ligeiramente atrás do motor. Como é perceptível através da visualização da Figura 3.3.

A realização dos orifícios implicou a remoção de parte do material da casca da fuselagem, logo a zona envolvente do furo foi reforçada com uma camada da espessura da casca da fuselagem, cobrindo uma área equivalente ao dobro da área do orifício.

A ideia inicial seria colocar dois orifícios na fuselagem e implementar dois canais para direccionar o escoamento, um para a entrada e outro para a saída de ar. No entanto, após serem abertos os orifícios, e realizados alguns ensaios estáticos de temperatura do motor, concluiu-se que apenas os orifícios realizados eram suficientes para refrigerar o motor. Por esta razão, não foram implementados os canais de direccionamento do escoamento.

### 3.2.3. Empenagem em H

Como referido na secção 3.1.2, a empenagem em H surge do desempenho inadequado da empenagem em V anterior para pranchar a aeronave sem a ajuda dos *ailerons*. Por isso, foi

necessário encontrar uma solução que oferecesse o melhor compromisso entre funcionalidade/ modificações necessárias/ dificuldade de construção.

Várias soluções eram possíveis, entre as quais estavam a construção de empenagens em Y e a construção de empenagens convencionais. No caso da construção de empenagens em Y, seria necessário alterar o cone de cauda actual ou até mesmo fazer um novo. Neste caso, poder-se-ia manter as empenagens em V e acrescentar uma nova em baixo, com uma roda, por exemplo, para evitar que a hélice raspasse no chão. No caso da construção de umas empenagens convencionais, ter-se-ia de alterar por completo o cone de cauda, construindo três encaixes, dois para a empenagem horizontal e um para a empenagem vertical. A configuração de empenagens em H tem várias vantagens de construção, de funcionalidade e de modificações necessárias na implementação.

Relativamente à funcionalidade, esta configuração permite executar o controlo da aeronave apenas utilizando as suas superfícies de controlo porque é possível, tendo dois servo-motores nos lemes de profundidade, utilizar estas empenagens como *elevons* e, desta forma proceder, ao controlo de rolamento

Em comparação com as outras configurações acima referidas, esta configuração não exigiu quaisquer modificações no cone de cauda, o que por si só, é uma grande vantagem. Adicionalmente, a empenagem horizontal na configuração em H é mais eficiente do que nas configurações anteriores porque as empenagens verticais encontram-se na ponta da empenagem horizontal. Para além de ter uma maior área molhada, a pior desvantagem desta configuração foi o peso que se adicionou. No entanto, já se sabia que qualquer que fosse a configuração adoptada, o aumento de peso seria inevitável. Deste modo, a solução adoptada passou pela construção das empenagens em H.

A aeronave tinha sido inicialmente projectada para utilizar umas empenagens em V, portanto, o dimensionamento das empenagens em H resultou da projecção da área vertical e da área horizontal da antiga empenagem em V.

A empenagem horizontal tem afilamento e enflexamento, sendo a envergadura de 0.77m, a corda na raiz é de 0.245m e a corda na ponta é de 0.165m. No caso das empenagens verticais, a largura das empenagens é de 0.175m, a espessura é de 10mm e a altura é de 0.255m.

A construção das empenagens passou pelo seu desenho em CAD, com todos os componentes. Os materiais utilizados na construção foram a balsa, utilizada na casca, nervuras e mesa da longarina; mogno utilizado na raiz da longarina e nos encaixes dos parafusos; contraplacado utilizado nas nervuras interiores e exteriores das empenagens horizontais; e fibra de carbono/epoxy na longarina e carenagens. No caso da empenagem horizontal, construiu-se um estaleiro para facilitar a colagem das nervuras, permitindo colá-las na posição correcta. As nervuras foram moldadas a partir dos desenhos em CAD. As dimensões da casca foram retiradas do desenho em CAD e cortadas posteriormente a partir de tiras de balsa com 1mm. Os bordos de ataque foram lixados à mão, colando dois perfis de topo, em ripas de balsa. As longarinas foram dimensionadas para suportar 20 g's. Laminaram-se em fibra de carbono/epoxy, em moldes maquinados numa máquina CNC (*Computer Numerical Control*),

com grande contributo por parte dos responsáveis da empresa Tecnat, pois disponibilizaram-se para fabricá-los. As mesas da longarina foram reforçadas por fibra de carbono unidireccional pultrudido. A alma na raiz é reforçada por mogno, sendo a restante porção da mesa preenchida por balsa. A Figura 3.4 ilustra a longarina após ter sido construída juntamente com o seu molde.



Figura 3.4 - Longarina da empenagem horizontal, juntamente com o seu molde.

Junto à raiz foi necessário construir um prolongamento para unir a empenagem horizontal ao encaixe do cone de cauda, caso contrário ficaria um buraco entre a empenagem e o encaixe. O leme de profundidade foi reforçado com uma placa de contraplacado de 5 mm, na zona onde encaixa a peça de fixação do servo.

As empenagens verticais apresentaram uma menor dificuldade de construção, quer na parte móvel (leme de direcção) quer na parte fixa (estabilizador vertical). A estrutura da empenagem foi construída em treliça, em balsa. Junto à união com a empenagem horizontal, foi reforçada com uma tira de carbono unidireccional pultrudido. O estabilizador vertical tem uma espessura de 10mm e o leme de direcção afila de 10mm junto à união com o estabilizador vertical até 5mm. A parte frontal da empenagem foi arredondada para reduzir a resistência ao avanço e para ficar melhor do ponto de vista estético.

O resultado final da construção (excepto revestimento, montagem dos servo-motores e suas carenagens) culminou nas empenagens ilustradas na Figura 3.5.

Por último, após ter-se revestido com tela termo-aderente, instalado os servo-motores nas quatro empenagens, montado as carenagens dos servo-motores, instalado os fios dos servo-motores que são ligados ao receptor, e montado as empenagens, o resultado final culminou nas empenagens ilustradas na Figura 3.6.



Figura 3.5 - Conjunto de componentes das empenagens H, antes de ser entelado.

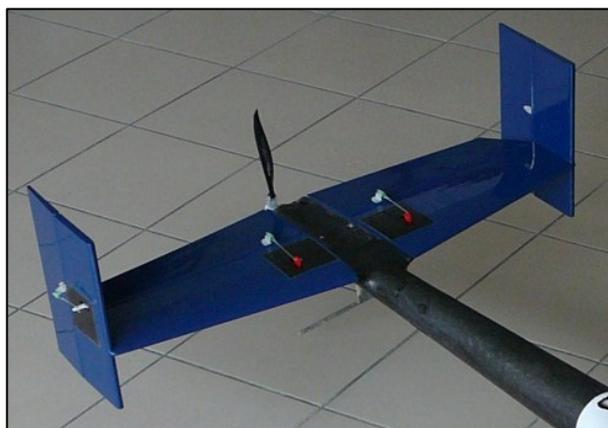


Figura 3.6 - Empenagem em H montada no cone de cauda da plataforma UAV.

### 3.3. Instrumentação

A avaliação em voo do desempenho da asa telescópica requer instrumentos que o quantifiquem. Nesse sentido, a plataforma de testes foi instrumentada com uma série de sistemas e sensores que permitem monitorizar, em tempo real, o comportamento e o estado da aeronave.

Os primeiros ensaios destinaram-se a preparar a plataforma UAV para receber a asa telescópica. Durante esses ensaios, a asa utilizada foi a asa fixa.

Os sistemas integrados na plataforma de ensaios servem o propósito de, numa primeira abordagem, avaliar o desempenho da asa telescópica, quer em termos aerodinâmicos, quer em termos de autoridade de rolamento.

As informações da aeronave que se pretendiam adquirir eram relativas à posição, à atitude, às forças que nela actuam, ao sistema propulsivo e à energia utilizada pelos servo-motores, motor e sistemas.

A aquisição dos dados é realizada através do piloto automático *ArduPilot Mega 1.0*, sendo os dados posteriormente enviados via *wireless*, através de um par de modems *XBee®* de 900 MHz, para a estação de solo. Este piloto automático é baseado na plataforma de prototipagem electrónica *Arduino*. Ao *ArduPilot Mega 1.0* foi possível acrescentar um GPS (*Global Positioning System*), de modo a se poder identificar a localização da aeronave.

O *software* utilizado neste piloto automático é *open source*, é desenvolvido em *C/C++*, e denomina-se *ArduPlane*. O *hardware* do piloto automático encontra-se apenas no *ArduPilot Mega 1.0*, sendo o *ArduPlane* o *software* que realiza a gestão das componentes do *ArduPilot Mega 1.0*.

Como já foi referido, a comunicação entre a aeronave e a estação de solo é realizada via *wireless*, utilizando-se o protocolo de comunicação *MAVlink*. Os dados recebidos na estação de solo são, então, visualizados e gravados através do *software open source Qgroundcontrol*. Este *software* permite monitorizar em tempo real toda a informação referente à aeronave.

Adicionalmente, inseriu-se um *Arduino Mega*, ao qual foi aplicado um *Shield*<sup>6</sup> com entradas analógicas para recepção do sinal proveniente do sensor do regime do motor, da célula de carga do motor e de sensores de tensão e corrente da asa telescópica e do próprio *ArduPilot Mega 1.0*. Este *Shield* foi desenhado no *software* EAGLE®. Desta feita, o conjunto do *ArduPilot Mega 1.0*, incluindo o *Arduino Mega*, será doravante denominado sistema de aquisição de dados.

A alimentação dos componentes da aeronave foi dividida por várias baterias, por dois motivos. Um deles prende-se com o facto de nem todos os componentes operarem à mesma tensão, o que implicaria, caso se utilizasse apenas uma bateria, ter de haver vários reguladores de tensão de modo a que existissem terminais com todas as tensões de operação. Além disso, reguladores de alta potência são normalmente pesados. O outro motivo prende-se com o facto de a redundância do sistema de alimentação aumentar com o aumento do número de baterias. Por conseguinte, o sistema de alimentação da aeronave está dividido por quatro baterias, sendo uma delas para alimentar o receptor (esta bateria é de Ni-MH, tem uma tensão de 5V e uma capacidade de 2Ah). Quando é utilizada, ela alimenta os servo-motores das empenagens, o servo-motor da roda do trem do nariz e os servo-motores da asa fixa. O sistema de aquisição de dados é alimentado por uma bateria de dois elementos LiPo em série de 3.3Ah. O motor é alimentado por uma bateria de três elementos LiPo em série de 8Ah. A asa telescópica é alimentada por uma bateria de lítio de três elementos em série e com uma capacidade de 3.3Ah.

O *ArduPilot Mega 1.0* está dividido em duas placas principais, a *APM Main Board* e o *IMU (Inertial Measurement Unit) Shield*. A unidade de processamento, constituída pelo microcontrolador e memórias *flash*, *sram* e *eeprom*, bem como outros componentes, encontra-se na *APM Main Board* e baseia-se no *Arduino Mega* (como já foi referido). Os principais constituintes da *APM Main Board* estão ilustrados na Figura 3.7

No *IMU Shield* encontram-se os sensores, porta USB, entre outros. Os principais constituintes da *IMU Shield* estão ilustrados na Figura 3.8.

Para aumentar o alcance das comunicações foram concebidas duas antenas, uma antena de solo e uma antena que se encontra na aeronave, ambas dimensionadas para operar a 900 MHz. A Figura 3.9 ilustra as antenas construídas.

Para além da informação disponibilizada pelos sensores do sistema de aquisição de dados, era desejável adquirir informação referente ao sistema propulsivo, ao gasto energético da asa telescópica, ao gasto energético do próprio sistema de aquisição de dados da atitude e da velocidade da aeronave.

---

<sup>6</sup> PCB (*Printed Circuit Board*) acrescentado de topo, no *Arduino*

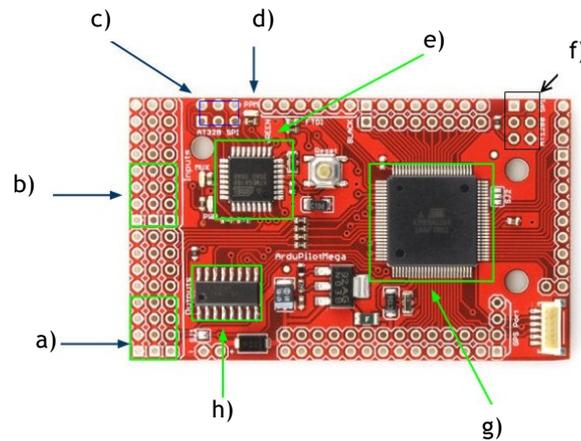


Figura 3.7 - Principais componentes do APM Main Board: a) quatro entradas principais, b) quatro saídas principais, c) codificador PPM e porta SPI/ISP, d) LED de estado, e) codificador PPM Fail Safe, f) porta SPI/ISP ATmega 1280, g) Atmega 1280, h) multiplexador.

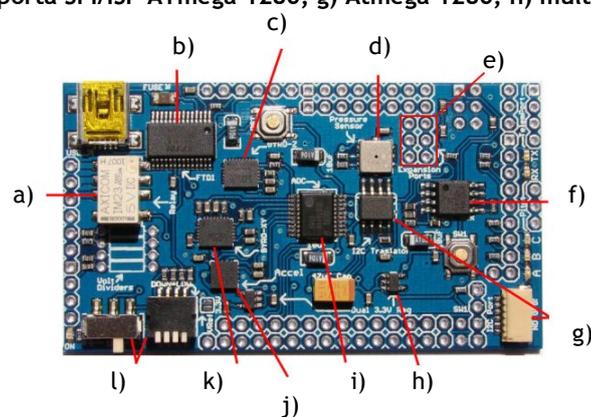


Figura 3.8 - Principais componentes do IMU Shield: a) relé, b) Chip FTPI para suporte de USB nativo, c) giroscópio segundo Z, d) sensor de pressão, e) porta de expansão para sensores adicionais, f) memória flash com 16Mb para datalogging, g) entrada i2c, h) regulador de tensão de 3.3V, i) ADC 16-bit, j) acelerômetro de 3 eixos, k) giroscópio segundo X e Y, l) botão de CLI (actualmente não utilizado).



Figura 3.9 - Antenas de 900 MHz: a) solo, b) aeronave.

No caso do sistema propulsivo, os dados essenciais a serem obtidos prendem-se com o consumo energético do motor, regime e temperatura. Nesse sentido, adicionou-se um sensor de tensão e de corrente. Este sensor permite monitorizar em voo a quantidade de energia disponível na bateria do motor que já foi gasta. O regime em que o motor está a operar também é um parâmetro importante a ser obtido: nesse sentido implementou-se um sensor

óptico de rpm. No entanto, apenas foi possível adicionar este sensor à lista de sensores acrescentados porque, como referido, acoplou-se um *Arduino Mega* ao *ArduPilot Mega 1.0*. De outra forma não seria possível adquirir os dados referentes ao regime do motor porque a forma como o sensor de rpm lê o regime é através de interrupções de *hardware*. Como no caso do *ArduPilot Mega 1.0*, estas interrupções já estavam todas preenchidas acoplou-se este *Arduino Mega* ao *ArduPilot Mega 1.0*, e a comunicação entre eles foi realizada via *i2c*.

Além destes sensores adicionou-se também um sensor de temperatura por infravermelhos. Uma vez que o motor tem uma temperatura limite de operação, é conveniente monitorizar esta temperatura de modo a que não se corra o risco de danificar o motor. A aquisição dos dados deste sensor é realizada directamente (do sensor) para o *ArduPilot Mega 1.0*, via *i2c*.

Para comparar a relação de custo/benefício da utilização da asa telescópica, relativamente à asa fixa, implementou-se na plataforma UAV instrumentos para medir, em voo, a energia consumida pela asa telescópica. Desta forma, implementaram-se três sensores de tensão e corrente, dois para avaliar o consumo energético de cada uma das *OMW's*, e um terceiro, à entrada do regulador DC-DC, para avaliar a eficiência do regulador. Tal como no sensor de rpm, os dados provenientes dos sensores de tensão e corrente são lidos pelo *Arduino Mega*, sendo posteriormente enviados, via *i2c*, para o *ArduPilot Mega 1.0*.

O consumo energético do *ArduPilot Mega 1.0* bem como a energia disponível para o alimentar são informações indispensáveis na utilização deste piloto automático, pois é de todo indesejável que a comunicação com a aeronave seja perdida devido a uma falha na alimentação do sistema de aquisição de dados. Assim, implementou-se um sensor de tensão e corrente entre a bateria e o *ArduPilot Mega 1.0*, de modo a possibilitar a monitorização desta informação.

A informação relativa à atitude da aeronave que faltava completar eram os ângulos de ataque e de guinada. Desta forma, foi construída uma sonda  $\alpha$ - $\beta$  para completar esta informação. Na ponta da sonda encontra-se um tubo *pitot-static* para medir a velocidade da aeronave. É de referir que a sonda está alinhada com o eixo longitudinal da aeronave.

Na Figura 3.10 apresenta-se a plataforma de testes UAV totalmente instrumentada, com a asa convencional original e com a *VSW*, em várias posições. Esta versão da aeronave é denominada Olharapo2 H.

Finalmente, a disposição dos vários equipamentos no interior da aeronave está ilustrada na fotografia da Figura 3.11.

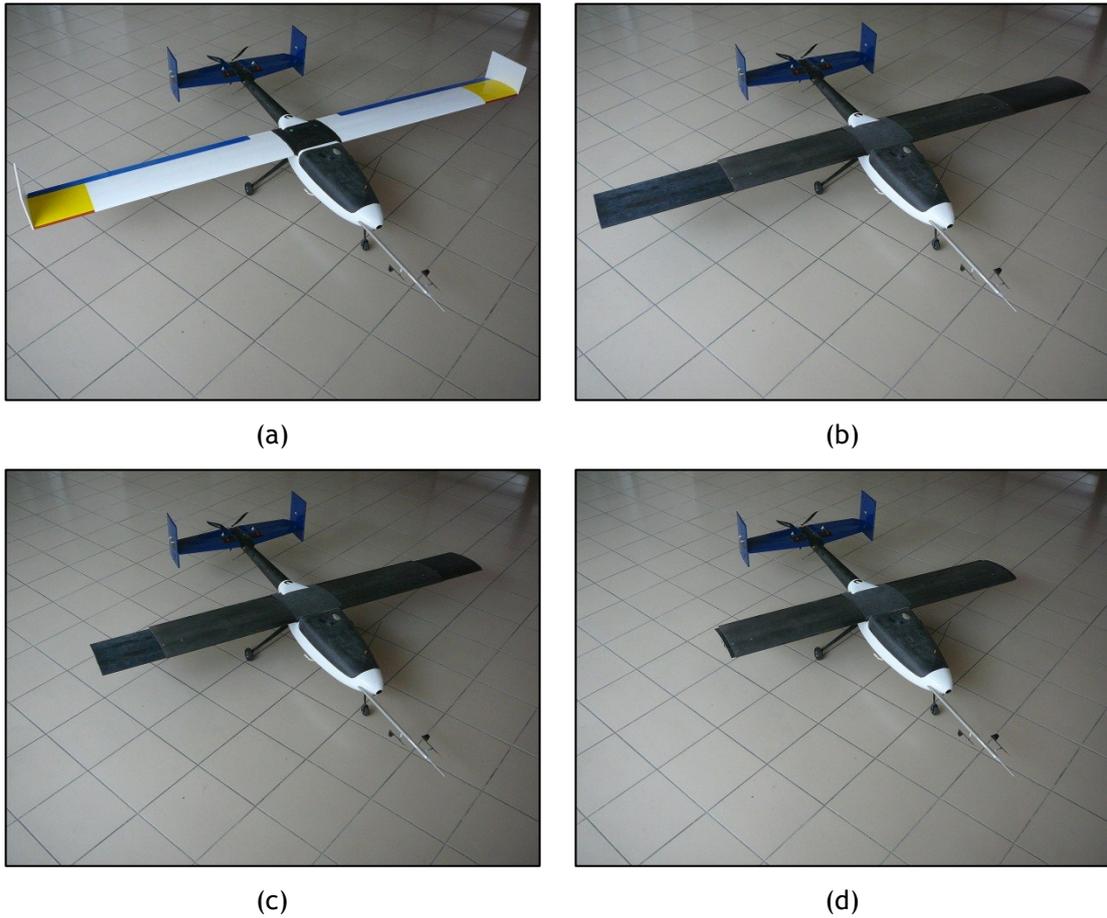


Figura 3.10 - Plataforma UAV totalmente instrumentada para avaliar a VSW: (a) asa original convencional, (b) VSW totalmente estendida, (c) VSW numa posição intermédia e (d) VSW totalmente recolhida <sup>[39]</sup>.

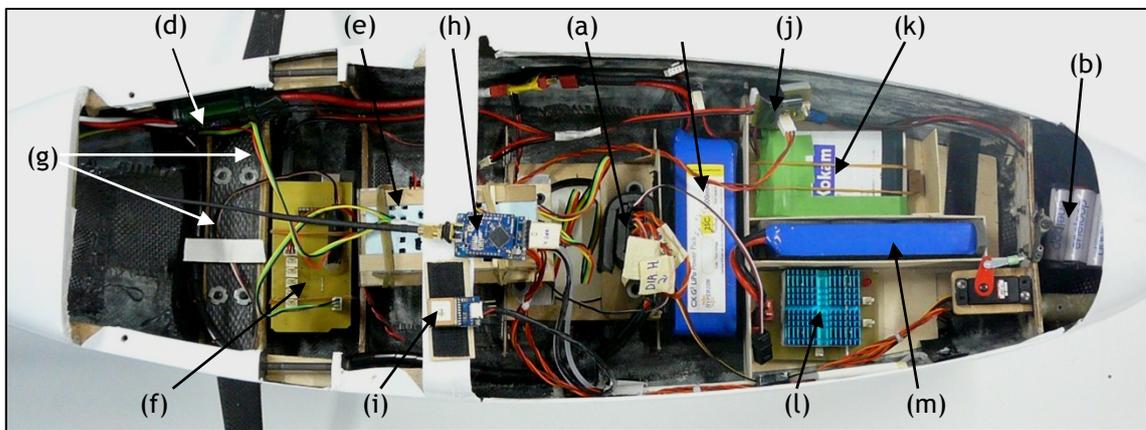


Figura 3.11 - Sistemas no interior da fuselagem da plataforma de testes UAV: (a) receptor 2.4GHz (b) baterias do receptor; (c) bateria do motor eléctrico sem escovas; (d) ESQ ou controlador do motor; (e) *ArduPilot Mega 1.0*; (f) *Arduino Mega* com *shield*; (g) cabos dos sensores de temperatura e RPM; (h) modem de telemetria *wireless* Xbee e antena; (i) receptor GPS; (j) sensores de corrente e tensão do *APM1.0*; (k) bateria do *APM1.0*; (l) regulador DC-DC dos servos da VSW; e (m) bateria dos servos da VSW <sup>[39]</sup>.



# Capítulo 4

## Análise da Taxa de Rolamento

Uma das sub-tarefas deste trabalho era a realização do estudo da taxa de rolamento da asa telescópica. Esta sub-tarefa surge do facto de ser essencial avaliar numericamente a viabilidade da realização de ensaios de voo para testar a capacidade de controlo desta asa. As análises realizadas por Mestrinho *et al* <sup>[30]</sup> assumiam distribuição elíptica de sustentação e não tinham em conta, nem a interferência da fuselagem da plataforma UAV, nem da variação lateral do CG. Utilizando o programa *open source* XFLR5 foi possível realizar esta análise, utilizando o método da folha de vórtices (VLM). Para além disso, como o protótipo já estava construído, foi exequível contabilizar o efeito do desbalanceamento do CG devido à variação da posição das *OMW's*.

No seguimento deste capítulo serão apresentados: conceitos de estabilidade de aeronaves, um método de cálculo da taxa de rolamento em asas convencionais; e um método de cálculo da taxa de rolamento em asas de envergadura variável.

### 4.1. Conceitos de Estabilidade

A taxa de rolamento  $p$  é um parâmetro que mede a rotação em torno do eixo longitudinal da aeronave por unidade de tempo. Este parâmetro permite qualificar a agilidade de uma determinada aeronave. Portanto, quanto maior for a taxa de rolamento de uma aeronave maior será a sua agilidade. O mínimo valor da taxa de rolamento admissível <sup>[40]</sup> é sensivelmente de  $46,2^\circ/s$

De forma a estimar a taxa de rolamento da asa de telescópica, é necessário estimar as derivadas de estabilidade que influenciam o movimento de rolamento. Uma vez que a asa telescópica não tem diedro, enflexamento, nem torção, e que a influência da cauda não é

tida em consideração, as derivadas de estabilidade a ter em conta são  $C_{lp}$ , que corresponde à resistência oferecida ao movimento de rotação, ou do inglês *damping-in-roll*, e  $C_{ly}$  que representa a variação do momento de rolamento devido à variação da envergadura da asa telescópica. Para  $C_{lp}$  apenas a asa contribui significativamente para esta derivada, à excepção de algumas situações pouco frequentes. No caso de aeronaves com asas convencionais, o ângulo de ataque na ponta da asa  $\Delta\alpha$ , varia linearmente ao longo da envergadura desde o valor  $pb/2V$  na ponta da asa direita até  $-pb/2V$  na ponta da asa esquerda, devido à velocidade angular segundo o eixo longitudinal  $x$ , como demonstra a Figura 4.1.

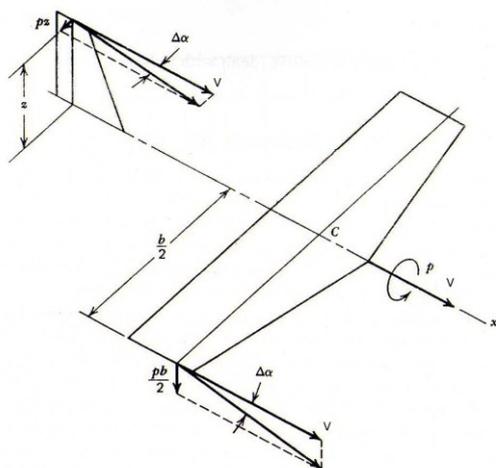


Figura 4.1 - Variação do ângulo de ataque devido à taxa de rotação  $p$  [41].

A distribuição anti-simétrica de  $\alpha$  produz um incremento anti-simétrico na distribuição de sustentação como é ilustrado na Figura 4.2. No domínio linear, esta anti-simetria é sobreposta na distribuição simétrica de sustentação associada ao ângulo de ataque das asas em voo não perturbado.

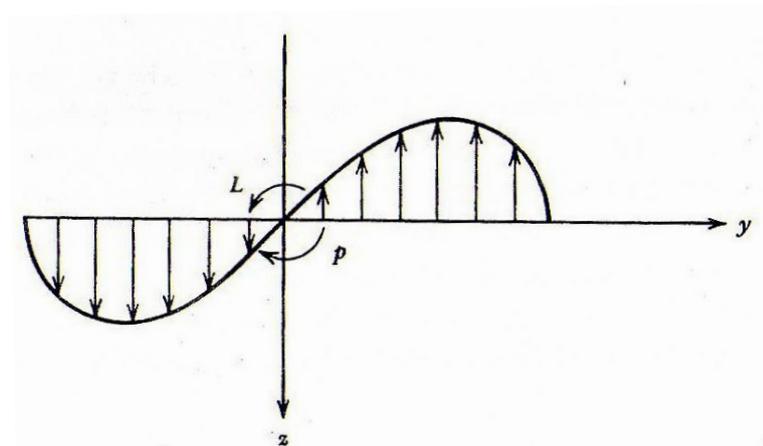


Figura 4.2 - Distribuição de sustentação devido ao rolamento [41].

Quanto maior for o momento de rolamento  $L$ , produzido pela assimetria da distribuição de sustentação, maior será o ângulo de ataque na ponta  $\Delta\alpha$ , e sendo  $C_{lp}$  negativo e constante, desde que o ângulo de ataque local se mantenha abaixo do ângulo local de perda.

Em aeronaves convencionais o controlo do rolamento é conseguido através da deflexão de pequenos *flaps* chamados *aileron*s, ou através da utilização de *spoilers*.

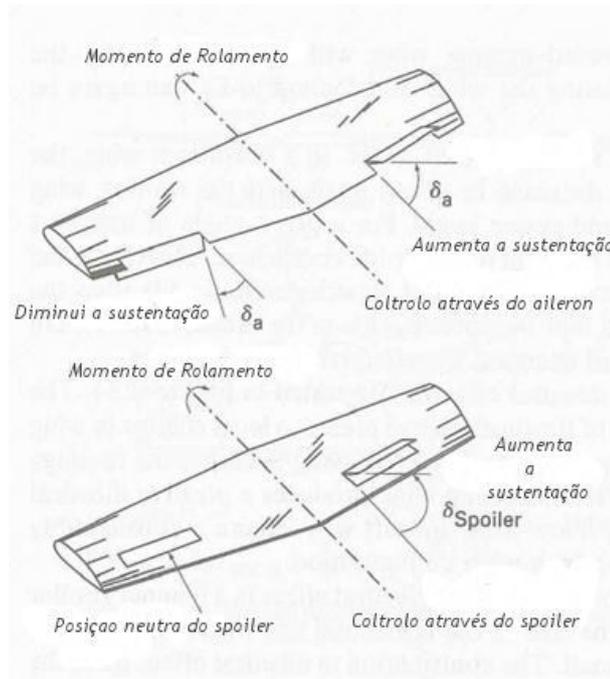


Figura 4.3 - Aileron e spoiler, para controlo de rolamento <sup>[42]</sup>.

Estes dispositivos são, normalmente, colocados junto às pontas das asas, como mostra a Figura 4.3. O princípio básico de funcionamento destes dispositivos é a modificação da distribuição de sustentação ao longo da envergadura da aeronave, de maneira a que seja criado um momento segundo o eixo longitudinal.

## 4.2. Taxa de Rolamento da Asa Convencional

Como foi referido na secção anterior, o controlo do rolamento é conseguido através da deflexão de pequenos *flaps* chamados *aileron*s, ou através da utilização de *spoilers*. A variação da distribuição de sustentação ao longo da envergadura induz um momento relativamente ao CG que possibilita a aeronave rolar. Uma estimativa do controlo do rolamento pelo *aileron* pode ser obtida através da simples integração da distribuição de sustentação local ao longo da envergadura, como é ilustrada na Figura 4.4.

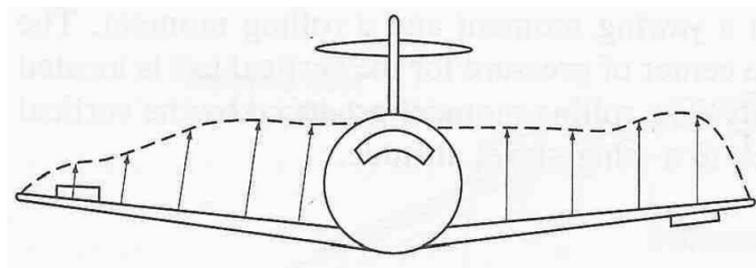


Figura 4.4 - Ilustração da distribuição de sustentação local, ao longo da envergadura <sup>[42]</sup>.

A equação que define o momento de rolamento  $L$  é:

$$L = QSbC_l \quad (4.1)$$

onde  $C_l$  corresponde ao coeficiente de rolamento,  $Q$  corresponde à pressão dinâmica,  $S$  corresponde à área da asa e  $b$  corresponde à envergadura.

A variação do momento de rolamento devido à alteração do ângulo de deflexão do *aileron* pode ser expressa como:

$$\Delta L = (\Delta Lift)y = C_l Q c y dy \quad (4.2)$$

onde  $\Delta L$  corresponde à variação do momento de rolamento,  $\Delta Lift$  corresponde à variação de sustentação local ao longo de cada posição da envergadura  $y$ ,  $C_l$  corresponde ao coeficiente de sustentação local e  $c$  corresponde à corda média. Na forma de coeficiente tem-se

$$\Delta C_l = \frac{\Delta L}{Q S b} = \frac{C_l Q c y dy}{Q S b} \Rightarrow C_l = \frac{1}{S b} \int_{-\frac{y}{2}}^{\frac{y}{2}} C_l c y dy \quad (4.3)$$

onde  $\Delta C_l$ , corresponde à variação do coeficiente de rolamento. A integração de  $C_l$  é realizada ao longo da envergadura, começando por  $-y/2$ , que corresponde à ponta da asa esquerda e finalizando em  $y/2$ , que corresponde à ponta da asa direita.

O coeficiente de estabilidade  $C_{lp}$  é originado devido à velocidade angular de rotação ou taxa de rotação  $p$ . Quando uma aeronave rola segundo o seu eixo longitudinal, a taxa de rotação cria uma velocidade de distribuição linear sobre a asa e as superfícies de controlo horizontal e vertical. A distribuição de velocidade causa uma alteração local no ângulo de ataque sobre cada uma das superfícies, resultando numa alteração da distribuição de sustentação, e consequentemente, no momento relativamente ao centro de gravidade. A Figura 4.5 mostra a distribuição de velocidade ao longo da envergadura. Na porção da asa que rola para baixo existe um incremento do ângulo de ataque pelo movimento de rolamento. Isto resulta num incremento da sustentação sobre a asa que se desloca para baixo. Se se examinar a asa que se desloca para baixo, observa-se que a velocidade de rolamento causa um decréscimo no ângulo de ataque local e a sustentação diminui. A variação na distribuição de sustentação ao longo da asa produz um momento de rolamento que se opõe ao movimento de rolamento e é proporcional à taxa de rolamento  $p$ . Na Figura 4.5, a velocidade de rolamento negativa induz um momento de rolamento positivo.

Tal como foi introduzido na secção 3.2. é necessário calcular  $C_{lp}$  para que seja possível estimar a taxa de rolamento  $p$ .

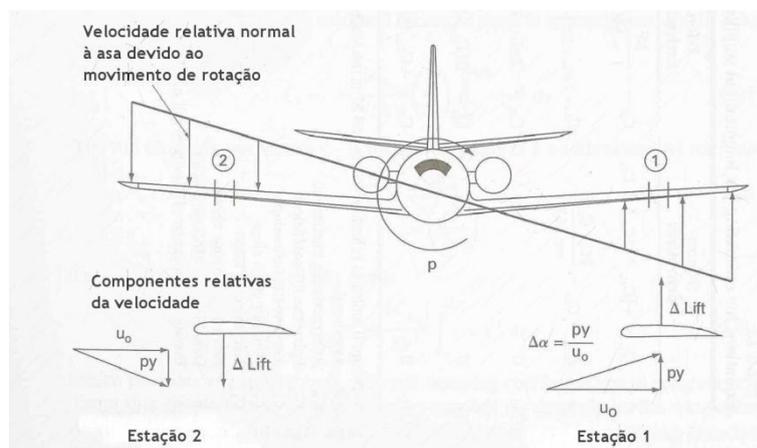


Figura 4.5 - Distribuição de velocidade ao longo da envergadura [42].

Uma estimativa da derivada de rolamento  $C_{lp}$  pode ser obtida pegando na equação (4.2) e substituindo  $C_L$  pela sua derivada em ordem ao ângulo de ataque  $C_{L\alpha}$ , e multiplicando pela variação do próprio ângulo de ataque, que pode ser expresso como  $\Delta\alpha = py/u_0$ , onde  $u_0$  corresponde à componente horizontal da velocidade e  $y$  corresponde à posição da envergadura. O incremento da sustentação é dado pela equação (4.4).

$$d(Lift) = C_{L\alpha}\Delta\alpha Qcydy \quad (4.4)$$

O aumento no momento de rolamento pode ser expresso pela multiplicação do incremento na sustentação pelo braço  $y$  do momento.

$$dL = C_{L\alpha} \left( \frac{py}{u_0} \right) Qcydy \quad (4.5)$$

O momento total pode ser, agora, calculado pela integração local do momento ao longo da envergadura.

$$L = -2C_{L\alpha} \int_0^{b/2} \left( \frac{py}{u_0} \right) Qcydy \quad (4.6)$$

Na forma de coeficiente fica:

$$C_l = \frac{-2C_{L\alpha}p}{Sbu_0} \int_0^{b/2} cy^2dy \quad (4.7)$$

Para simplificar a integração,  $C_{L\alpha}$  considera-se aproximadamente igual à derivada do coeficiente de sustentação relativamente ao ângulo de ataque da asa  $C_{L\alpha_w}$ . Por outro lado esta integração tende a sobrestimar  $C_{L\alpha}$  na ponta. Derivando  $C_l$  em ordem a  $p$ , obtém-se:

$$C_{lp} = \frac{-4C_{L\alpha_w}p}{Sbu_0} \int_0^{b/2} cy^2dy \quad (4.8)$$

Posto isto, pode constatar-se que  $C_{lp}$  depende da envergadura da asa. Quanto maior for a asa ou a razão de aspecto, maior será  $C_{lp}$  e, por conseguinte, quanto menor for a razão de aspecto ou a envergadura, menor será  $C_{lp}$ .

O  $C_{lp}$  de uma aeronave é constituído pela contribuição da asa, do estabilizador horizontal e vertical. Tipicamente a asa é a superfície que mais contribui no peso de  $C_{lp}$ . Em aeronaves que possuam baixas razões de aspecto ou mísseis, os estabilizadores verticais e horizontais podem ter um contributo para  $C_{lp}$  tão grande como a asa.

Finalmente, a taxa de rolamento, ou a velocidade angular de rolamento, pode ser obtida através da seguinte equação:

$$p = \frac{C_l}{C_{lp}} \quad (4.9)$$

Mestrinho *et al* <sup>[30]</sup> concluíram que a taxa de rolamento, utilizando a asa original da aeronave em estudo, seguia a forma apresentada na Figura 4.6, considerando uma deflexão máxima do *aileron* de 20°.

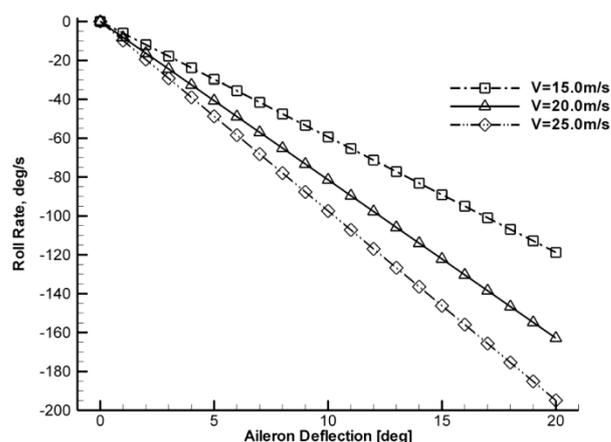


Figura 4.6 - Taxa de rolamento em função da deflexão dos *aileron*s, da asa fixa<sup>[30]</sup>.

Ao analisar a imagem da Figura 4.6 verifica-se que para 15m/s a taxa de rolamento máxima é de cerca de 115°/s, para 20m/s a taxa de rolamento máxima é de cerca de 160°/s e para 25 m/s a taxa de rolamento máxima é de cerca de 190°/s.

### 4.3. Taxa de Rolamento da Asa de Envergadura Variável

O Programa utilizado no auxílio do cálculo da taxa de rolamento foi o XFLR5. Este programa tem três métodos de análise aerodinâmica, sendo estes o método da linha sustentadora (*lifting line method* - *LLM*) baseado na teoria de asas de Prandtl, o método da folha de vórtices (*vortex lattice method* - *VLM*) e o método dos painéis (*panel method*). Cada método apresenta as suas vantagens e as suas restrições.

Para qualquer um dos métodos, antes de serem realizadas as simulações, é necessário simular os perfis da aeronave que se pretende estudar, em 2D. A plataforma que executa esta análise está assente no XFOIL. É de referir que uma vez que os métodos *LLM* e *VLM* são utilizados neste programa apenas para o estudo de asas sem interação da fuselagem, e uma vez que no presente trabalho pretende-se ter em conta essa interação, decidiu-se portanto, utilizar o método dos painéis.

Pormenorizar cada método não é relevante neste trabalho, por conseguinte, não se irá proceder à sua descrição.

O manual do programa afirma que o método *VLM* é tão confiável quanto o método dos painéis. Apesar de no método dos painéis existir a possibilidade de se ter em conta a fuselagem, a precisão não é necessariamente ampliada. Quer o método dos painéis quer o *VLM* obtêm estimativas razoáveis do coeficiente de sustentação, do ângulo de sustentação nula e do momento de picada e ambos os métodos tendem a subestimar a resistência ao avanço, provavelmente devido à componente viscosa da mesma. O desenho 3D da aeronave em estudo está apresentado na Figura 4.7 que mostra, também, a convenção dos eixos utilizada ao longo do texto.

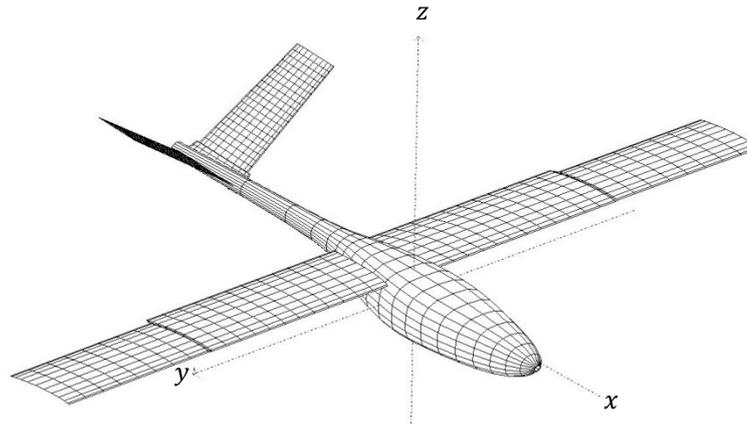


Figura 4.7 - Desenho dos painéis 3D da aeronave em estudo.

Devido ao facto das análises aerodinâmicas terem sido realizadas no início do trabalho, não estando construídas as pontas de asa, nem a empenagem H, a realização destas exigirem um tempo considerável a serem realizadas, estas componentes não foram tidas em conta na presente análise. A resistência dos trens de aterragem também não foi contabilizada nesta análise.

O cálculo de  $C_{ly}$ , que representa a variação do momento de rolamento devido à variação da envergadura da asa telescópica, é bastante semelhante ao método apresentado na secção 3.4 e apresentado na equação (4.3), com a diferença de que existirá uma asa de referência para o cálculo de  $C_{ly}$ , que é asa que ficará mais estendida (em valor absoluto). Esta nomenclatura será também utilizada no caso do  $C_{lp}$  que, como já foi referido, é o *damping-in-roll*. No caso de ambas as asas estarem na mesma posição o coeficiente de rolamento será, evidentemente, zero.

Posto isto, a equação utilizada para obter o coeficiente de rolamento devido à variação da envergadura  $y$  é a seguinte:

$$C_{ly} = \frac{1}{S_{ref} b_{ref}} \int_{-\frac{y}{2}}^{\frac{y}{2}} C_L c y dy \quad (4.10)$$

Onde  $S_{ref}$  e  $b_{ref}$  correspondem à área da asa de referência e à envergadura de referência, respectivamente (sendo esta a que se encontra mais estendida, em valores absolutos). Sendo  $-y/2$  a posição da ponta da asa esquerda e  $y/2$  a da ponta da asa direita.

Na Figura 4.8 está representada à esquerda, relativamente à origem do eixo dos  $x$ 's da aeronave, a asa totalmente estendida e à direita, relativamente à origem do eixo dos  $x$ 's da aeronave, a asa totalmente recolhida. De modo a elucidar melhor o modo como será realizada a integração de  $C_L$  para o cálculo de  $C_{ly}$ , apresenta-se na Figura 4.8 a distribuição de  $C_L$  ao longo da envergadura  $y$ .

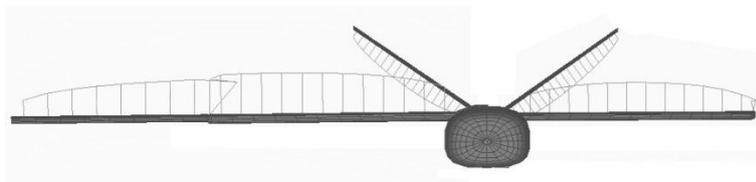


Figura 4.8 - Exemplo da distribuição de Cl, em painéis 3D, com uma asa totalmente estendida e outra totalmente recolhida.

Devido a limitações do programa utilizado, nomeadamente, o facto de o programa não aceitar o desenho e o estudo de asas assimétricas, o coeficiente de estabilidade global da asa telescópica,  $C_{lpAT}$ , teve de ser calculado para a situação de envergadura simétrica, e posteriormente, para cada variação de posição de envergadura. A equação que define  $C_{lpAT}$ , é apresentada na seguinte equação (4.11).

$$C_{lpAT} = \frac{S_{ref} b_{ref}}{S_{ref} b_{ref}} \frac{C_{lpXFLR5_{ref}}}{2} + \frac{((Sb) (C_{lpXFLR5}))_{asa\ que\ varia}}{S_{ref} b_{ref}} \frac{1}{2} \quad (4.11)$$

onde  $C_{lpXFLR5_{ref}}$  representa coeficiente de momento de rolamento devido à taxa de rolamento da asa mais estendida, em valor absoluto,  $S_{ref}$  e  $b_{ref}$  correspondem à área da asa de referência e a envergadura de referência, respectivamente, sendo estes valores referentes à asa que se encontra mais estendida, em valores absolutos.  $S$  e  $b$  correspondem à área da asa menos estendida, em valor absoluto, e à envergadura da asa menos estendida, em valor absoluto, respectivamente.

Estudos anteriores realizados por Mestrinho *et al* <sup>[30]</sup> não avaliaram a contribuição da variação da posição lateral do CG relativamente ao coeficiente de rolamento total. No presente trabalho, essa contribuição é tida em conta porque constatou-se que seria contributo relevante e porque o momento resultante da variação da posição lateral do CG é oposto ao momento de rolamento devido à assimetria de sustentação.

O momento de rolamento de uma aeronave pode ser descrito através da equação (4.1).

O momento resultante do desbalanceamento de massa devido à variação assimétrica da asa é dado pela seguinte equação

$$L = W_1 a_1 + W_2 a_2 \quad (4.12)$$

onde  $W_1$  e  $W_2$  correspondem ao peso das OMW e  $a_1$  e  $a_2$  correspondem à distância entre o centro de gravidade de cada OMW e o eixo longitudinal da aeronave. A massa de ambas as OMW's é 0.346kg.

O coeficiente do momento resultante da variação lateral do CG,  $C_{l_{cg}}$ , decorrente da variação assimétrica da asa telescópica, pode ser calculado igualando a equação (4.1) à equação (4.12), obtendo-se a seguinte equação

$$C_{l_{cg}} = \frac{W_1 a_1 + W_2 a_2}{Q S_{ref} b_{ref}} \quad (4.13)$$

Finalmente, a taxa de rolamento, ou velocidade angular de rolamento, é dada pela seguinte equação:

$$p = \frac{C_{ly} + C_{l_{cg}}}{C_{lp}} \quad (4.14)$$

Os cálculos dos coeficientes aerodinâmicos foram realizados segundo os parâmetros de velocidade estudados por Mestrinho *et al* [30]. Nesse caso a velocidade para a qual foi realizado este estudo foi de 20m/s, pois, na sua análise, esta foi a velocidade citada de razão de planeio máximo para a asa telescópica em estudo.

De seguida são expostos os gráficos correspondentes à análise da taxa de rolamento da aeronave em estudo. O gráfico da Figura 4.9 representa o coeficiente de rolamento devido à variação lateral do CG,  $C_{l_{cg}}$ , do coeficiente de rolamento devido à assimetria de sustentação,  $C_{l_y}$ , e o coeficiente de rolamento total,  $C_l$ , que resulta da soma de  $C_{l_{cg}}$  e  $C_{l_y}$ . Estes coeficientes variam em função da alteração da envergadura de ambas as asas.

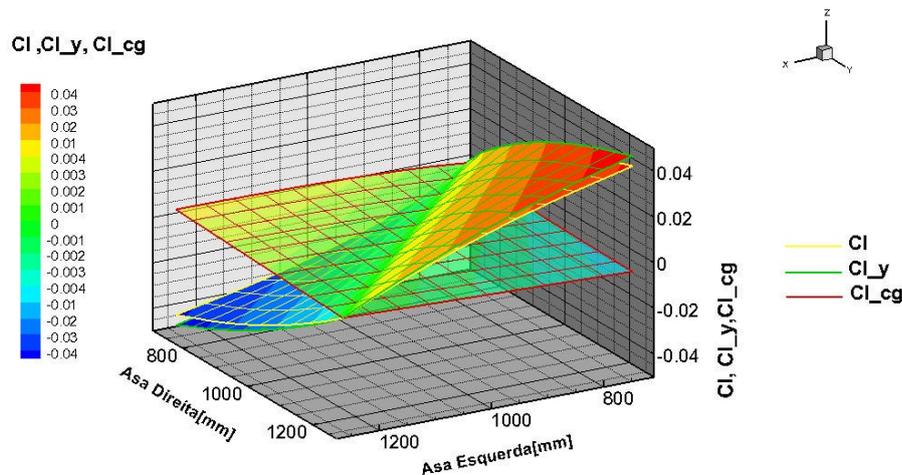


Figura 4.9 - Variação de  $C_{l_{cg}}$ ,  $C_{l_y}$  e  $C_l$  em função da variação da envergadura de ambas as asas.

Atente-se que,  $C_{l_{cg}}$ ,  $C_{l_y}$  e  $C_l$  aumentam com o diferencial das envergaduras, sendo estes tanto maiores quando maior for o diferencial. Nestas três situações, para posições de envergadura simétricas, os coeficientes de rolamento são zero.  $C_{l_{cg}}$  apresenta o seu valor máximo quando a asa esquerda se encontra totalmente estendida e a asa direita totalmente recolhida, sendo o valor máximo 0.0045. O valor mínimo ocorre na situação oposta, sendo o valor mínimo simétrico ao valor máximo.  $C_{l_y}$  apresenta o seu valor máximo quando a asa direita se encontra totalmente estendida e a asa esquerda totalmente recolhida, sendo o valor máximo 0.046. O valor mínimo ocorre na situação oposta, sendo o valor mínimo simétrico ao valor máximo.

O valor máximo de  $C_l$  é obtido quando a asa direita se encontra totalmente estendida e a asa esquerda totalmente recolhida, sendo o valor máximo 0.041. O valor mínimo ocorre na situação oposta, sendo o valor mínimo simétrico ao valor máximo.

O gráfico da Figura 4.10 representa a variação do coeficiente de momento de rolamento devido à taxa de rolamento, em função da variação da envergadura da asa esquerda e da asa direita.

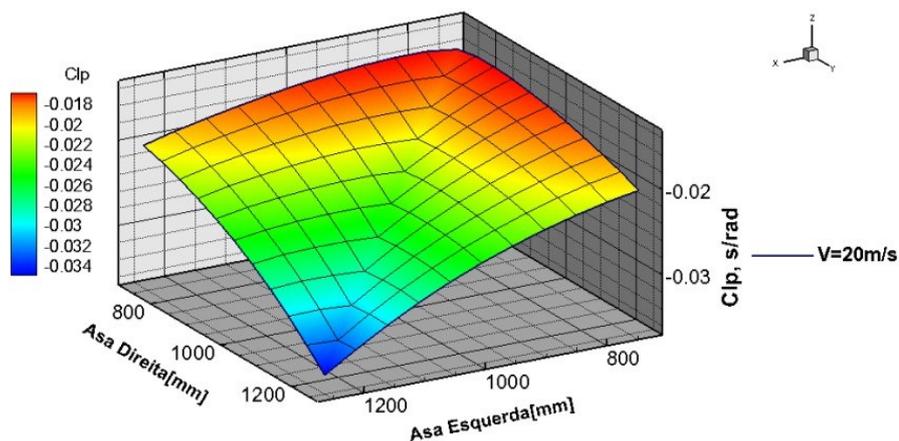


Figura 4.10 - Variação de  $C_{lp}$  em função da variação de ambas as asas.

Repare-se que,  $C_{lp}$  aumenta, em módulo, com a ampliação da envergadura, no caso simétrico. Por outro lado, partindo do caso simétrico, se se reduzir a envergadura de uma das asas, verifica-se uma diminuição, em módulo, de  $C_{lp}$ . O coeficiente de momento de rolamento devido à taxa de rolamento apresenta um valor máximo, em módulo, de 0.034, quando ambas as asas se encontram totalmente estendidas, e um valor mínimo, em módulo, de 0.016, quando as asas se encontram totalmente recolhidas.

O gráfico da Figura 4.11 representa a variação da velocidade de rotação segundo o eixo longitudinal em função da variação da envergadura da asa esquerda e da asa direita.

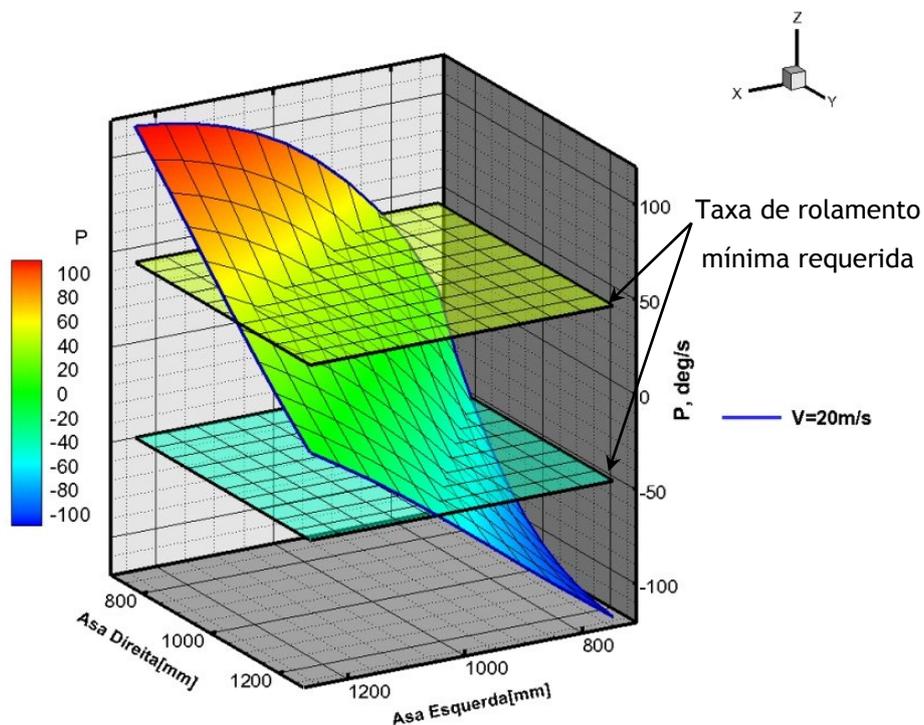


Figura 4.11 - Variação da velocidade de rotação segundo o eixo longitudinal em função da variação da envergadura de ambas as asas, os dois planos horizontais referem-se à taxa de rolamento mínima aceitável:  $46,2^\circ/s$ .

Como é perceptível, o sentido positivo do rolamento encontra-se com a redução da envergadura da asa direita. Nota-se que é excedido o limite mínimo admissível da taxa de rolamento. Portanto, é possível afirmar que teoricamente a manobra de rolamento com uma asa telescópica pode ser executada, embora esta manobra seja executada com maior agilidade pela asa convencional. Por outro lado, pode-se afirmar que é possível executar voltas coordenadas e estáveis.

Ao analisar a imagem da Figura 4.11, nota-se que a taxa de rolamento máxima é sensivelmente  $\pm 117^\circ/s$ . A comparação da taxa de rolamento máxima, entre a asa telescópica e a asa convencional, para a mesma velocidade, revela que a asa convencional executa esta manobra cerca de 36.7% mais rápido.

Numa implementação prática poderá surgir o problema de a resposta aos comandos da variação da envergadura não ser suficientemente rápida. Segundo Felício *et al* <sup>[43]</sup>, para um factor de carga de 1g, o tempo estimado para a extensão e recolha da asa, ronda os quatro segundos.



# Capítulo 5

## Ensaaios de Voo

O culminar do projecto de uma aeronave é atingido na fase dos ensaios de voo. É nesta fase que o projecto é posto à prova, avaliando-se as suas características e capacidades.

A determinação precisa da resistência ao avanço é uma das mais difíceis tarefas levadas a cabo nos testes de voo. Além disso, é uma tarefa bastante importante, uma vez que, caso se consiga determinar a polar da resistência ao avanço e se a tracção disponível for conhecida, então todas as características do desempenho da aeronave podem ser calculadas<sup>[44]</sup>.

Como referido na secção 3.3., o programa utilizado na estação de solo para adquirir os dados provenientes do *APM*, foi o *QGrounControl*. Este é um *software open source* bastante útil porque interpreta o protocolo *MAVlink* e dispõe os dados de todas as variáveis que se pretendem observar, em forma de gráfico e em tempo real. Adicionalmente, este *software* permite guardar toda a informação referente a cada voo, para posterior análise e interpretação dos dados. No presente capítulo são apresentados: os objectivos dos ensaios de voo; a mecânica de voo envolvida nos ensaios; um ensaio dinâmico da asa telescópica; e a metodologia utilizada nos ensaios, incluindo os factores que influenciam a eficiência aerodinâmica da aeronave.

### 5.1. Objectivos

No capítulo 2 foi mencionado que a asa *morphing* a ser avaliada foi projectada para competir com uma asa convencional já existente. Portanto, esta avaliação permitirá confrontar os resultados numéricos da avaliação aerodinâmica previstos por Mestrinho *et al*<sup>[30]</sup> para ambas as asas, bem como, possibilitará posteriormente a comparação da eficiência aerodinâmica

experimental entre elas. A Figura 5.1 apresenta os resultados numéricos obtidos por Mestrinho *et al* [30].

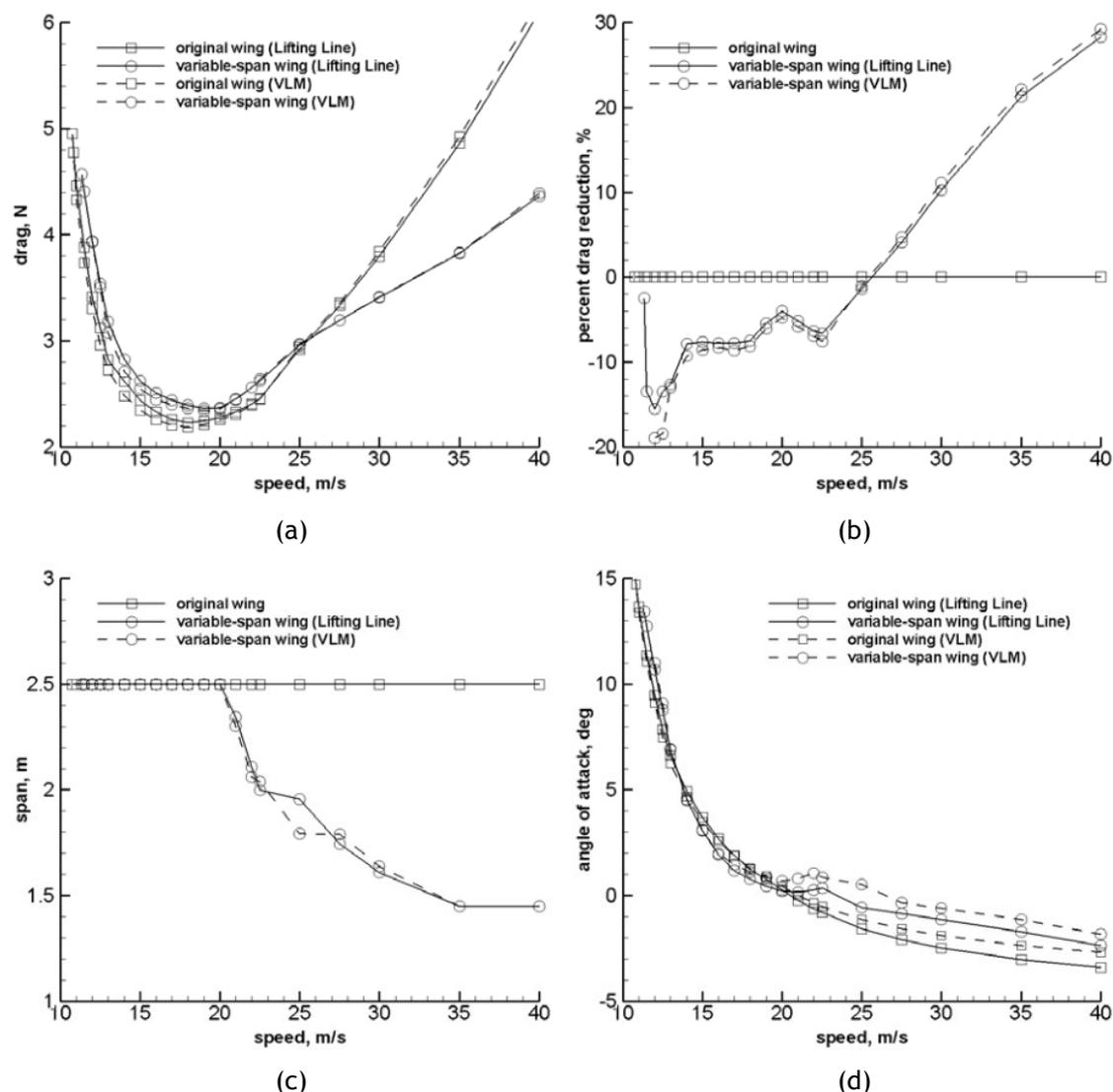


Figura 5.1 - Comparação entre a asa original e a asa telescópica relativamente a: (a) resistência ao avanço, (b) percentagem de redução da resistência ao avanço (c) envergadura e (d) ângulo de ataque [30].

## 5.2. Mecânica de Voo

O movimento de um corpo rígido no espaço pode consistir no movimento de translação ou no movimento de rotação. O movimento translacional do corpo pode ser considerado independentemente do movimento de rotação. A independência dos dois movimentos, em geral, ajuda na resolução dos problemas de dinâmica, em particular na dinâmica de aeronaves. Os problemas de desempenho requerem apenas o movimento de translação, ao passo que os problemas de estabilidade e controlo incluem também a dinâmica da rotação. As equações do movimento de um corpo que se move no espaço são obtidas aplicando as leis do movimento de Newton. De acordo com a segunda lei de Newton, a soma das forças que

actua num corpo em qualquer direcção é igual à taxa de variação de quantidade de movimento nessa direcção

A mecânica de voo é especialmente importante neste capítulo pois permite determinar quais as forças envolvidas na dinâmica da aeronave e permite a interpretação do desempenho da aeronave. De seguida serão apresentadas as equações de voo, para voo nivelado e para voo de planeio.

### 5.2.1. Voo Nivelado

Em voo nivelado, o conjunto de forças actuante na aeronave são a resistência ao avanço  $D$ , a sustentação  $L$ , a tracção  $T$  e o peso  $W$ . Para que a aeronave se encontre em voo nivelado, assume-se que não existem acelerações segundo qualquer eixo, que o ângulo formado pelo eixo longitudinal da aeronave e o plano horizontal,  $\theta$ , é zero, e que a soma das forças actuantes na aeronave é zero, ou seja,  $L = W$  e  $T = D$ . A Figura 5.2 ilustra o conjunto de forças actuantes numa aeronave quando se encontra em voo nivelado.

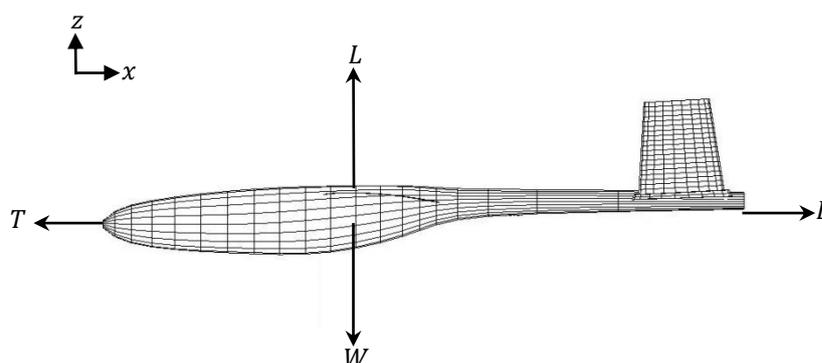


Figura 5.2 - Forças actuantes na aeronave em voo nivelado.

### 5.2.2. Voo Planado

Ao contrário do voo nivelado, onde é assumido que existe uma força de tracção, no voo planado esta força não é considerada. A razão entre  $L$  e  $D$  é dada pela cotangente do ângulo de trajectória  $\gamma$ . A análise de voo planado permite averiguar a velocidade de melhor alcance que corresponde à eficiência máxima e menor ângulo de descida, mas também permite obter a velocidade de melhor autonomia que corresponde à menor velocidade de descida.

Adicionalmente, o estudo do voo planado permite obter a polar da resistência ao avanço. Com a aeronave em voo rectilíneo e uniforme, as forças actuantes na mesma são a sustentação, a resistência ao avanço e o peso, como é ilustrado na Figura 5.3.

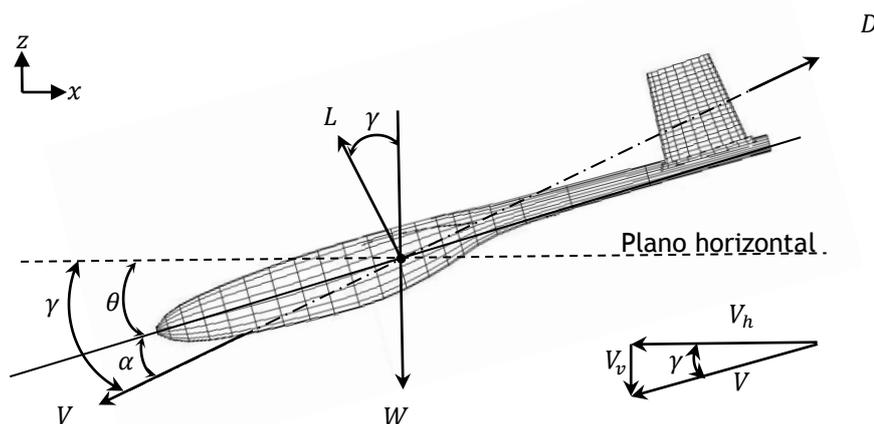


Figura 5.3 - Forças actuantes na aeronave em voo planado.

onde  $V$  representa a velocidade de translação,  $V_h$  representa a componente horizontal da velocidade de translação e  $V_v$  representa a componente vertical de  $V$ . O ângulo entre o plano horizontal e o eixo longitudinal da aeronave é denominado ângulo de arfagem  $\theta$ , e o ângulo formado entre o plano horizontal e  $V$  é o ângulo de trajetória  $\gamma$ . Note-se que o ângulo de trajetória em voo planado tem sinal negativo.

O ângulo de ataque da aeronave,  $\alpha$ , é definido como sendo o ângulo entre o eixo de referência longitudinal da aeronave e o vento relativo, neste caso denominado por  $V$ .

Como mencionado na secção 3.3, a sonda  $\alpha - \beta$  está alinhada com o eixo longitudinal de referência da aeronave.

A sustentação  $L$  é perpendicular ao vento relativo, ou neste caso, à velocidade de translação  $V$ . A resistência ao avanço,  $D$ , é paralela ao vento relativo ou, neste caso, à velocidade de translação  $V$ .

Como referido, a análise do voo planado pressupõe que a aeronave se encontre em voo rectilíneo e uniforme, ou seja, a derivada da velocidade de translação em ordem ao tempo deve ser nula:  $dV/dt = 0$ . Uma vez que a condição de voo rectilíneo e uniforme impõe que  $dV/dt$  seja zero, os somatórios das forças segundo  $Z$  e  $X$  são dados pelas equações (5.1) e (5.2), respectivamente.

$$\sum F_z = L = W \cos \gamma \quad (5.1)$$

$$\sum F_x = D = W \sin \gamma \quad (5.2)$$

A razão de planeio é dada pela razão entre  $L$  e  $D$  como mostra a equação (5.3). Esta razão de planeio é também definida como eficiência aerodinâmica  $E$ . Note-se que o alcance máximo é obtido quando o ângulo de trajetória for mínimo (ou a razão de planeio for máxima, ou seja, quando a razão  $C_L/C_D$  for máxima), e a autonomia máxima é alcançada na condição de velocidade de descida mínima.

$$E = \frac{L}{D} = \frac{\cos \gamma}{\sin \gamma} = \cot \gamma \quad (5.3)$$

A relação obtida pela equação (5.3) permite calcular a resistência ao avanço, através da seguinte equação (5.4):

$$D = \frac{L}{\cot \gamma} = W \sin \gamma \quad (5.4)$$

A soma do ângulo de trajectória com o ângulo de ataque resulta no ângulo de arfagem como é mostrado na seguinte equação (5.5):

$$\theta = \gamma + \alpha \quad (5.5)$$

Por outro lado, a força da resistência ao avanço pode ser tratada em termos de coeficiente adimensional:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (5.6)$$

Igualando a equação (5.4) à equação (5.3) pode-se obter o coeficiente de resistência ao avanço:

$$C_D = \frac{W \sin \gamma}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (5.7)$$

Por oposição às equações (5.6) e (5.7), a força de sustentação e do coeficiente de sustentação, podem ser obtidas através das seguintes equações (5.8) e (5.9):

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (5.8)$$

$$C_L = \frac{W \cos \gamma}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (5.9)$$

O ângulo de trajectória,  $\gamma$ , pode ser calculado através da razão entre a distância percorrida horizontalmente  $dx$  e a distância percorrida verticalmente  $dy$ , que ao serem divididas pelo tempo, resultam na velocidade vertical  $V_v$  e na velocidade horizontal  $V_h$ , respetivamente. As componentes horizontal e vertical da velocidade são dadas pelas seguintes equações:

$$V_h = V \cos \gamma \quad (5.10)$$

$$V_v = V \sin \gamma \quad (5.11)$$

Da razão entre  $V_v$  e  $V_h$  resulta a seguinte equação (5.12), que permite correlacionar estas velocidades com a eficiência aerodinâmica:

$$\frac{dx}{dy} = \frac{V_h}{V_v} = \frac{V \cos \gamma}{V \sin \gamma} = \cot \gamma = \frac{L}{D} = E \quad (5.12)$$

### 5.3. Ensaio Dinâmico da Asa Telescópica

O presente ensaio teve como objectivo a análise qualitativa e quantitativa do momento de controlo de rolamento (pois não existe influência do rolamento) e o comportamento dinâmico da asa telescópica, quando sujeita a cargas aerodinâmicas.

A realização deste ensaio requereu a construção de uma estrutura metálica na qual é montada a aeronave. Acoplada a esta estrutura estavam quatro células de carga para quantificar o momento de controlo da asa telescópica. As células de carga estavam posicionadas duas a duas em cada “perna” do trem principal. O trem dianteiro estava fixo num suporte que permitia alternar entre vários ângulos de ataque.

A metodologia utilizada nos ensaios consistiu na realização de várias corridas, variando a velocidade e o ângulo de ataque. Durante cada ensaio foi alterada a posição da asa telescópica, quer simetricamente quer assimetricamente. Este ensaio ficou registado com uma câmara posicionada por cima da asa telescópica, orientada no sentido da envergadura e uma câmara posicionada de frente para a aeronave, como ilustra a Figura 5.4.

Para levar a cabo a análise quantitativa, no interior do veículo estavam colocados instrumentos de medida que estavam conectados às células de carga.

No que diz respeito à análise qualitativa verificou-se através das filmagens recolhidas que a estrutura da aeronave e da asa telescópica suportaram adequadamente os carregamentos aerodinâmicos exercidos dentro da gama de velocidades ensaiada, tendo sido registada uma velocidade máxima de 100km/hora (27,8m/s). Todavia, não foi possível adquirir qualquer informação relevante no que toca ao momento de controlo porque as medidas obtidas pelas células de carga estavam instáveis. Esta instabilidade adveio das vibrações induzidas pelo veículo quando este rolava na estrada. A Figura 5.4 apresenta o mecanismo utilizado no ensaio dinâmico da asa telescópica.

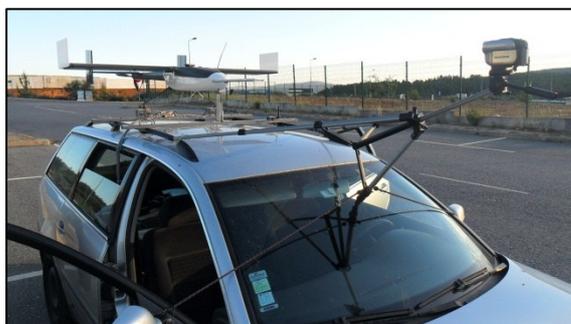


Figura 5.4 - Fotografia do mecanismo utilizado no ensaio dinâmico da asa telescópica.

## 5.4. Ensaio em Voo Planado

Os ensaios de voo serão realizados com o intuito de determinar o desempenho em descida da aeronave. A análise dos resultados obtidos através destes ensaios terá em conta as seguintes considerações: o voo será não acelerado; os ângulos de descida não deverão ser superiores a 15° (em módulo); e a descida será realizada sem motor.

Os resultados que se pretendem adquirir derivam de várias descidas em planeio para várias velocidades. Destas descidas podem obter-se várias razões de planeio, que possibilitam o cálculo de vários parâmetros do desempenho da aeronave.

No caso do voo estabilizado e nivelado, a potência ou a tracção da aeronave é ajustada em função da resistência ao avanço da mesma. Se a potência propulsiva for reduzida para zero, a velocidade da aeronave advém da taxa de variação da energia cinética e potencial da mesma. A taxa de energia despendida varia directamente com a taxa da descida e com a aceleração linear.

Em voo planado a velocidade a que o planeio ocorre depende essencialmente da posição do leme de profundidade. Para baixas velocidades de planeio iniciais a aeronave oscila até

convergir para a velocidade correspondente à posição em que o leme de profundidade se encontra. Para velocidades de planeio iniciais elevadas, tipicamente a aeronave converge de forma mais rápida para a velocidade correspondente à posição do leme de profundidade.

O método utilizado nos ensaios de voo planado consiste em seleccionar uma posição do leme de profundidade, que corresponderá a uma determinada velocidade, seguido da elevação da aeronave até uma altitude de cerca de cem metros, estabelecendo-se um voo nivelado. Seria desejável que a altitude à qual os ensaios de voo são realizados fosse maior. Infelizmente tal não é possível por constrangimentos na capacidade de visão humana, neste caso do piloto.

A direcção do planeio deverá ser perpendicular à direcção do vento médio <sup>[30]</sup>. Mais uma vez, lastimosamente, tal não será possível porque, como acima referido, os ensaios serão realizados a baixa altitude, impondo-se assim, por questões de segurança o alinhamento com a pista em todos os planeios. Desta forma, a execução dos planeios na perpendicular à direcção do vento torna-se impossível, salvo nas excepções em que o vento esteja alinhado com a pista. Acrescenta-se a isto, o facto de não haver meios para determinar a direcção do vento na atmosfera, apesar de que, é possível ter uma noção da sua direcção no solo, pois, em todos os ensaios, foi colocada uma manga de vento junto à pista. Além disto, é desejável que a descida seja realizada com o mínimo de correcções dos comandos para não alterar as características aerodinâmicas durante os ensaios.

No presente estudo, a avaliação do desempenho da asa fixa é relativamente simples quando comparada com a da asa telescópica. A maior simplicidade na avaliação da asa fixa deve-se ao facto de se poder utilizar os *ailerons* para controlar o rolamento da aeronave. No caso da asa telescópica, os ensaios de voo tornaram-se um desafio complexo porque o controlo da aeronave tem de ser exclusivamente realizado através da utilização das empenagens verticais e horizontais, como referido em 3.1.1. Logo, estes ensaios exigem um maior treino por parte do piloto.

Durante os ensaios seria desejável que houvesse pouco ou nenhum vento e que os gradientes térmicos provenientes do solo fossem estáveis ou inexistentes <sup>[45]</sup>. Nesse sentido, os dias em que foram realizados os ensaios foram seleccionados cuidadosamente, em função das previsões meteorológicas disponíveis, nos *sites* do Instituto de Meteorologia, do *windfinder.com* e na página de internet da Previsão Numérica para Portugal da Secção de Ambiente e Energia do Instituto Superior Técnico. A maior parte dos ensaios de planeio proveitosos para análise ocorreram durante o início da manhã ou no final da tarde, sendo estes os períodos do dia em que as condições meteorológicas são mais favoráveis.

Os parâmetros de voo responsáveis pela avaliação do desempenho de ambas as asas serão a razão de planeio, a polar da resistência ao avanço, a velocidade de máximo alcance e a velocidade de máxima autonomia. Adicionalmente, pretende-se correlacionar o ângulo de ataque com o ângulo de trajectória, e o ângulo de arfagem com a velocidade de translação.

A realização dos ensaios de voo planado exige que sejam estabelecidas uma série de velocidades para as quais serão realizados os planeios. Estas velocidades devem ser seleccionadas tendo em conta as limitações de potência do motor e o envelope de voo da aeronave.

Vários ensaios de voo foram realizados antes dos ensaios de voo planado, verificando-se que a aeronave voava numa gama de velocidades entre os 15m/s e os 26 m/s. Na estimativa aerodinâmica efectuada por Mestrinho *et al* [30] de ambas as asas, a gama de velocidade de operação estendia-se entre os 11m/s e os 40 m/s. Para a asa convencional, estabeleceram-se uma série de velocidades dentro do domínio de voo da aeronave nas quais foram realizados os voos planados.

#### 5.4.1.Factores que Alteram a Taxa de Descida

A taxa de descida, ou velocidade vertical, é afectada por uma série de factores, sendo eles o peso, o vento e a resistência ao avanço. Como ilustrado na equação (5.3), para uma determinada aeronave, o ângulo de descida é determinado apenas pela sua razão  $L/D$ , a qual é independente do peso. Para voar à mesma razão de planeio máxima, com um peso maior, as componentes horizontal e vertical da velocidade são aumentadas. A Figura 5.5 ilustra precisamente esta influência do peso nas componentes da velocidade vertical e horizontal. Como se pode verificar na figura, para dois pesos distintos,  $W_1$  e  $W_2$ , sendo  $W_1$  menor do que  $W_2$ , o ângulo de melhor alcance mantém-se constante, mas as componentes vertical e horizontal da velocidade aumentaram para  $W_2$ .

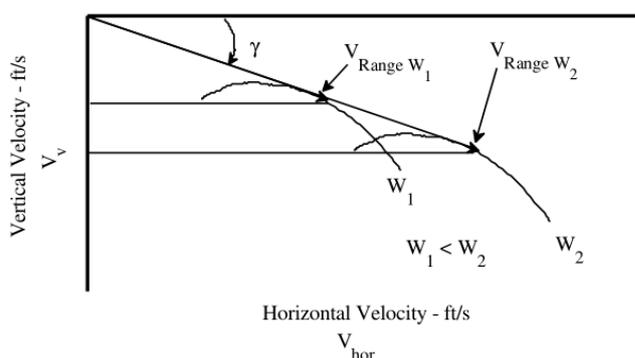


Figura 5.5 - Efeito do peso sobre a razão de planeio [44].

O efeito do vento frontal ou de cauda pode ser resolvido, em termos gráficos, ao deslocar a origem no gráfico da razão de planeio, no eixo horizontal. Este reajuste deve ser efectuado para a esquerda no caso de o vento ser de cauda ou para a direita no caso de o vento ser de frente. Quando se tem vento de cauda, e se pretende voar na condição de máximo alcance, deve-se voar mais devagar do que quando se voa para máximo alcance sem vento. Por outro lado, a libertação de peso ajuda, nesta condição, porque permite beneficiar mais do efeito do vento de cauda. Por outro lado, quando se voa com vento de frente, o tempo durante o qual a aeronave é sujeita ao efeito adverso do vento é reduzido. Adicionalmente, ao voar nesta condição, a retenção de peso pode ajudar a aumentar o alcance da aeronave, porque o vento afecta a aeronave durante um período de tempo mais curto.

Na Figura 5.6 verifica-se que  $V_{T_1}$  corresponde à velocidade de translação com vento de cauda,  $V_{T_2}$  representa a velocidade de translação sem vento, e  $V_{T_3}$  corresponde à velocidade de translação com vento de frente. A partir do mesmo gráfico pode-se observar que  $V_{T_1}$  é

menor do que  $V_{T_2}$  que, por sua vez, é menor do que  $V_{T_3}$ . Ao visualizar o mesmo gráfico, pode-se constatar que  $V_{v_1}$  corresponde à velocidade vertical com vento de cauda,  $V_{v_2}$  representa a velocidade vertical sem vento, e  $V_{v_3}$  corresponde à velocidade vertical com vento de frente. A partir do mesmo gráfico pode-se observar que  $V_{v_1}$  é menor do que  $V_{v_2}$  que, por sua vez é menor do que  $V_{v_3}$ . A partir gráfico da Figura 5.6 atenta-se que o ângulo de melhor alcance para  $V_{T_1}$  é  $\gamma_1$ , o ângulo de melhor alcance para  $V_{T_2}$  é  $\gamma_2$  e o ângulo de melhor alcance para  $V_{T_3}$  é  $\gamma_3$ . A partir deste gráfico pode-se observar que  $V_{T_1}$  é menor do que  $V_{T_2}$ , que por sua vez é menor do que  $V_{T_3}$ , e que  $\gamma_1$  é menor do que  $\gamma_2$ , que por sua vez é menor do que  $\gamma_3$ .

Por outro lado, neste gráfico, a ordenada na origem é zero para  $V_{T_2}$ , como seria de esperar, para  $V_{T_1}$  a ordenada na origem assume um valor negativo (devido a ter sido deslocado para a esquerda), e para  $V_{T_3}$  a ordenada na origem assume um valor positivo (devido a ter sido deslocado para a direita).

Em suma, sem vento, a variação de peso não afecta o alcance da aeronave, com vento de cauda a libertação de peso aumenta o alcance da aeronave e com vento frontal a retenção de peso aumenta o alcance da aeronave.

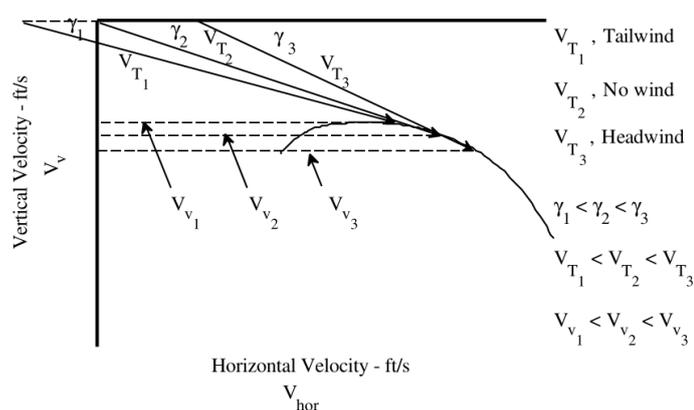


Figura 5.6 - Efeito do vento sobre a razão de planeio<sup>[44]</sup>.

O aumento da resistência ao avanço, como seria de esperar, aumenta a taxa de descida da aeronave, notando-se um aumento da velocidade de descida e uma redução da velocidade horizontal. Uma situação frequente em que isto acontece é durante a preparação para a aterragem, período durante o qual estendem-se componentes como o trem de aterragem, *flaps* e travões aerodinâmicos. De qualquer forma quando a desaceleração é terminada a taxa de descida é fixa.

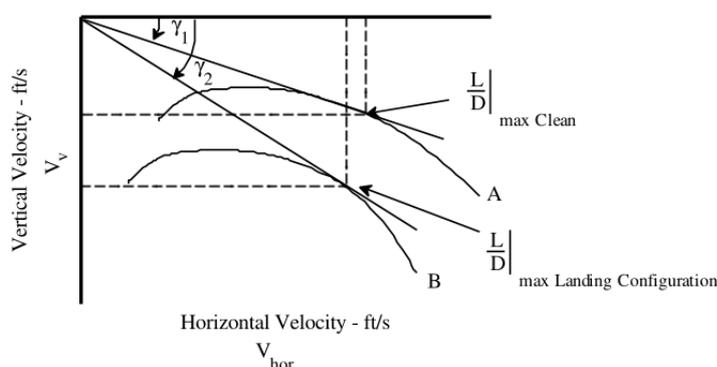


Figura 5.7 - Efeito da resistência ao avanço sobre a razão de planeio<sup>[44]</sup>.

Como se pode verificar no gráfico da Figura 5.7, para uma determinada aeronave, com duas configurações diferentes, uma configuração da aeronave “limpa” e uma configuração da aeronave preparada para proceder à aterragem. Com a configuração de aeronave limpa, o ângulo de trajectória  $\gamma_1$  é maior do que ângulo de trajectória  $\gamma_2$  que corresponde à configuração de aterragem.

#### 5.4.2. Métodos de Cálculo da Razão de Planeio

Tendo em conta os instrumentos utilizados pelo sistema de aquisição de dados, descritos na secção 3.3, e na descrição das equações de voo do voo planado, surgem três formas distintas de obter o ângulo de trajectória, que possibilitará a avaliação da razão de planeio.

Na primeira abordagem, o ângulo de trajectória pode ser calculado resolvendo a equação (5.5) em ordem ao próprio  $\gamma$ . O ângulo de ataque pode ser obtido através da sonda  $\alpha - \beta$ , e  $\theta$  pode ser adquirido através do giroscópio.

Numa segunda abordagem,  $\gamma$  pode ser calculado recorrendo à variação da altitude barométrica,  $h$ , e a distância percorrida pela aeronave,  $c$ . Esta distância é calculada utilizando a seguinte equação:

$$c = \int_{t_i}^{t_f} V_t dt \quad (5.13)$$

onde  $V_t$  corresponde à velocidade de translação, medida pelo tubo de *pitot-static*, e  $t_i$  e  $t_f$  são os instantes do início e do fim do planeio, respectivamente. A Figura 5.8 representa as componentes do deslocamento ao longo da descida representados na seguinte equação:

$$\sin \gamma = \frac{h}{c} \quad (5.14)$$

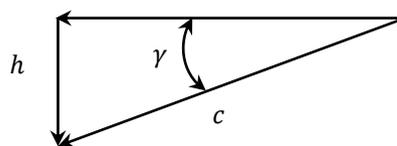


Figura 5.8 - Componentes do deslocamento ao longo da descida.

A terceira abordagem tem como base o receptor de *GPS*. A razão de planeio deste método é calculada de forma homóloga à anterior. Todavia, a variação de altitude barométrica é substituída pela variação de altitude do receptor de *GPS*, e a distância percorrida é calculada através de um método híbrido que utiliza a informação do receptor *GPS* e da sonda *pitot-static*.

Mais concretamente, esta distância resulta do somatório da variação das coordenadas da aeronave num referencial geocêntrico (obtido através das coordenadas geodéticas) e um outro termo que tem em conta a presença do vento. Deste modo:

$$c = dGPS_i = \sum_{i=2}^n \Delta X_{GPS_i} + \frac{1}{2} \sum_{i=2}^n \Delta (V_{p_i} - V_{GPS_i} \cos \gamma_i) \Delta t_i \quad (5.15)$$

onde  $\Delta X_{GPS_i}$ , corresponde à norma euclidiana da variação de coordenadas geocêntricas,  $V_{p_i}$  à velocidade de translação registrada pelo *pitot-static*,  $V_{GPS_i}$  à velocidade de solo registrada pelo receptor *GPS*,  $\Delta t_i$  correspondente ao incremento temporal, e o ângulo  $\gamma_i$  ao ângulo de trajetória. Como este ângulo é pequeno, o seu cosseno é próximo da unidade, pelo que foi desprezado neste trabalho. No capítulo 6, são apresentados os resultados obtidos nos ensaios de voo.



# Capítulo 6

## Resultados e Discussão

Uma vez concluída a adaptação quer da plataforma UAV quer da asa de envergadura variável, seguiram-se os ensaios de voo com a asa convencional. Neste capítulo é dada especial atenção precisamente a estes resultados. A totalidade do tempo de voo destes ensaios foi de aproximadamente 6.5 horas.

Os ensaios de voo com a asa convencional destinaram-se a validar e a testar a estrutura da plataforma, o sistema propulsivo e os instrumentos implementados. Nos primeiros ensaios foi validada a estrutura (fuselagem e cone de cauda) e o sistema propulsivo da aeronave. O sistema de aquisição de dados em voo foi testado posteriormente, tendo-se constatado que as antenas tinham um alcance limitado, por isso, foram construídas umas antenas novas como referido na secção 3.3. No seguimento dos ensaios foi testado/avaliado o controlo de rolamento utilizando apenas a empenagem em H. Algumas aterragens foram executadas recorrendo apenas a esta empenagem. A fase final dos ensaios consistiu na realização de ensaios de planeio com a asa convencional. Estes ensaios serviram também para “afinar” os procedimentos e o método utilizado nos ensaios de voo planado. De seguida apresentam-se os resultados obtidos.

### 6.1. Ensaios de Voo da Asa Convencional

Durante os ensaios de voo planado o peso da aeronave foi de 53.9N. Na grande maioria do tempo despendido nos ensaios, as condições climatéricas não foram favoráveis, havendo bastante vento e por vezes chuva, impedindo assim a realização de um maior número de ensaios válidos para análise. A partir destes ensaios apenas foi possível obter três planeios

dignos de avaliação. As velocidades a que ocorreram estes planeios foram 21.49 m/s, 24.03 m/s e 24.75 m/s.

Como a gama de velocidades analisada está dentro da gama de velocidade em que Mestrinho [35] analisou a asa convencional, é realizada uma comparação entre os resultados de Mestrinho [35] e os resultados experimentais.

Durante o ensaio dinâmico da asa telescópica, referido na secção 5.3, verificou-se a existência de um atrito excessivo nos potenciômetros da sonda  $\alpha$ - $\beta$ , tendo-se, por isso, optado por não apresentar os resultados do primeiro método de cálculo da razão de planeio, referido na secção 5.4.2. A Figura 6.1 apresenta a aeronave em estudo estacionada na placa do aeródromo de Côja.



Figura 6.1 - Olharap2 H estacionado na placa do aeródromo de Côja, no período dos ensaios de voo.

Durante os ensaios de voo planado, os componentes que poderão ter penalizado a aerodinâmica da aeronave foram as antenas (do receptor e da telemetria) a sonda  $\alpha$ - $\beta$ , o trem de aterragem, a câmara de filmar (que estava posicionada na tampa da fuselagem) e o patim de cauda. Todos os outros componentes são imprescindíveis ao voo.

Nesta avaliação experimental é considerada a aeronave como um todo, portanto, é de esperar que o resultado experimental da eficiência aerodinâmica seja inferior e a resistência ao avanço seja superior, quando comparadas com os valores apresentados por Mestrinho [35].

Tendo em conta a informação válida que foi adquirida ao longo dos ensaios, foram realizados gráficos da eficiência aerodinâmica, da razão de planeio e da resistência ao avanço.

Como acima referido, o primeiro método apresentado em 5.4.2 não é considerado nos resultados experimentais, de modo que os gráficos que se seguem apenas apresentam os resultados do segundo e do terceiro métodos. Os gráficos da Figura 6.2 apresentam os dados obtidos em voo dos planeios a serem analisados, pois foram os planeios que apresentaram melhores resultados. A partir destes dados foi calculado o desempenho da aeronave. No gráfico da Figura 6.2 (a) a velocidade considerada é de 21.49m/s, no gráfico da Figura 6.2 (b) a velocidade considerada é de 24.03m/s e no gráfico da Figura 6.2 (c) a velocidade considerada é de 24.75m/s.

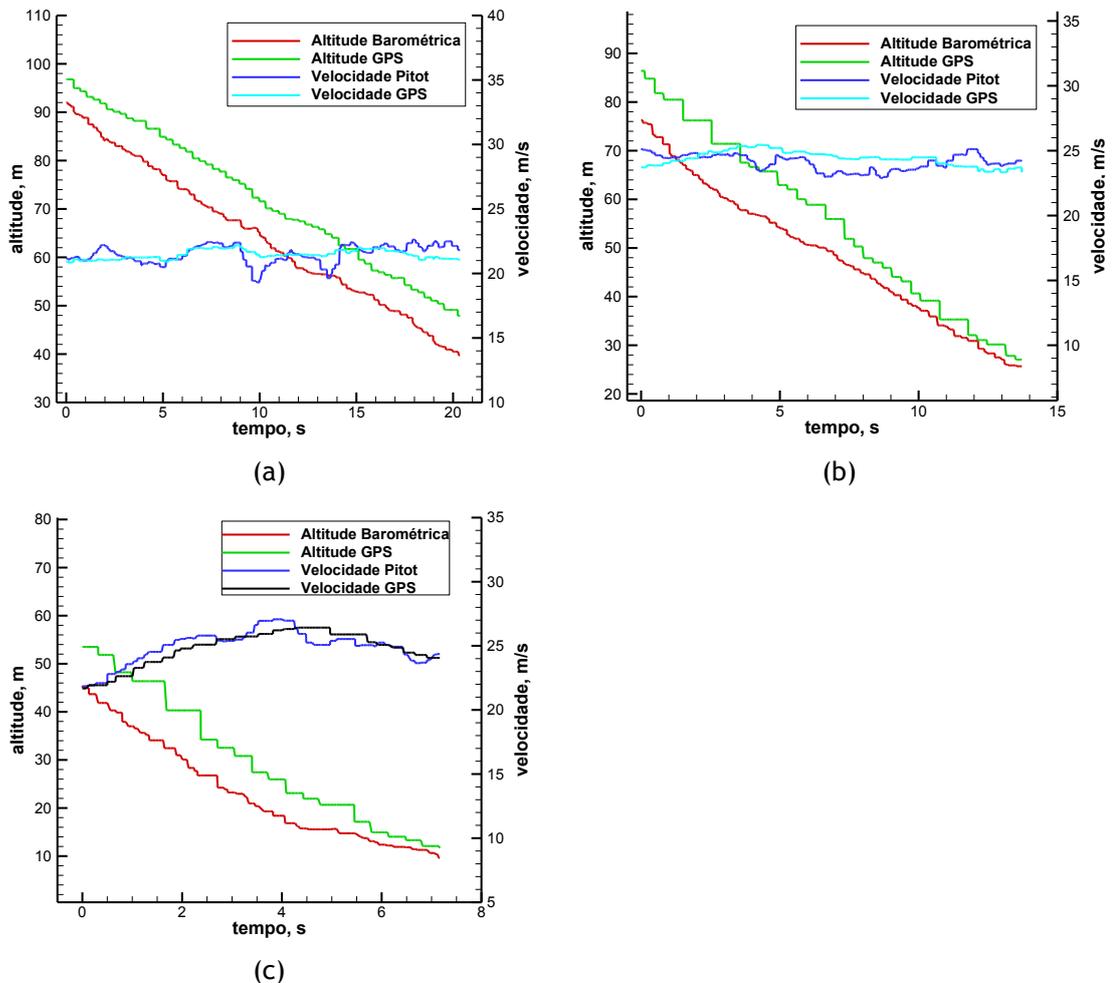


Figura 6.2 - Dados de voo referentes à altitude e à velocidade em função do tempo de planeio relativos à altitude barométrica, o pitot-static e o GPS, sendo a média da velocidade em: (a) 21.49 m/s, (b) 24.03 m/s e (c) 24.75 m/s.

Estes resultados experimentais revelam uma coerência e proximidade entre os instrumentos utilizados. Nestes gráficos é apresentada a altitudes barométricas e a altitude de GPS, bem como a velocidade de transacção medida através do *pitot-static* e a velocidade calculada através do GPS.

Nos gráficos seguintes a designação *baro* refere-se aos resultados obtidos através do segundo método de cálculo apresentado em 5.4.2, ao passo que, a designação *GPS* refere-se aos resultados obtidos através do terceiro método de cálculo, apresentado na mesma secção. Os gráficos resultantes dos ensaios de voo planado com a asa convencional são expostos de seguida.

O gráfico da Figura 6.3 apresenta os resultados experimentais da eficiência aerodinâmica em função da velocidade de translação.

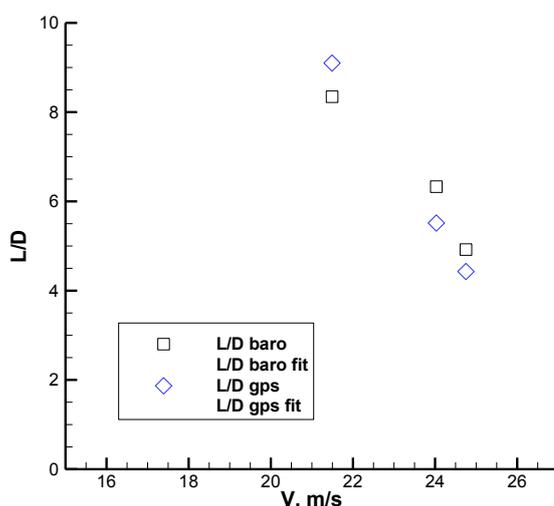


Figura 6.3 - Razão de planeio em função da velocidade de translação, calculada através do segundo e do terceiro métodos de cálculo.

Neste gráfico, o parâmetro  $L/D$  baro apresenta uma eficiência aerodinâmica máxima de 8.34. No caso de  $L/D$  GPS a eficiência aerodinâmica máxima é de 9.1. Em ambos os casos a velocidade de ocorrência de máxima eficiência aerodinâmica foi de 21.49m/s. Estes resultados experimentais revelam uma coerência e proximidade de ambos os métodos de cálculo do desempenho da aeronave.

Como seria de esperar, os resultados apresentados por Mestrinho <sup>[35]</sup>, que se referem apenas à asa, são bastante mais elevados, sendo que, para as mesmas velocidades apresentadas (21.49m/s, 24.03m/s e 24.75m/s) a eficiência aerodinâmica era 26, 24 e 23, respectivamente.

No gráfico da Figura 6.4 apresenta-se o resultado experimental do ângulo de trajetória em função da velocidade de translação.

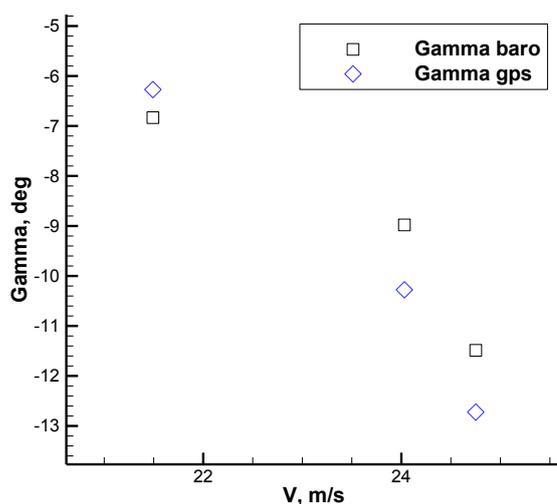


Figura 6.4 - Ângulo de trajetória em função da velocidade de translação, calculada através do segundo e do terceiro métodos de cálculo.

Neste gráfico  $\gamma$  baro apresenta o seu valor máximo (absoluto) para uma velocidade de 24.75m/s, sendo este é de  $-11.5^\circ$ . No caso de  $\gamma$  GPS o valor máximo (absoluto) ocorre para a

mesma velocidade, sendo este ângulo  $-12.72^\circ$ . Estes resultados experimentais revelam uma coerência e proximidade de ambos os métodos de cálculo do desempenho da aeronave.

No gráfico da Figura 6.5 apresenta-se o resultado experimental da resistência ao avanço em função da velocidade de translação.

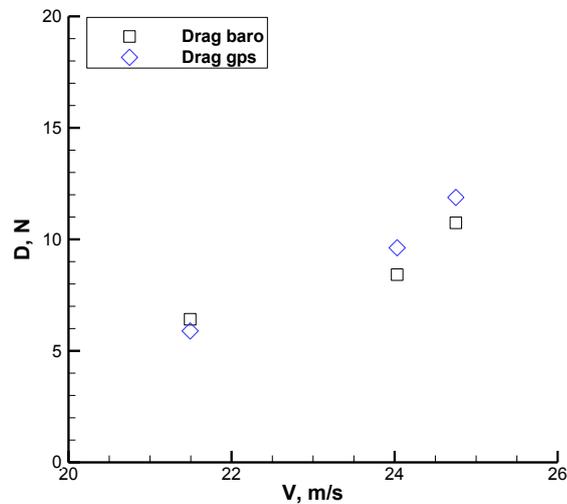


Figura 6.5 - Resistência ao avanço em função da velocidade de translação, calculada através do segundo e do terceiro métodos de cálculo.

Neste gráfico *Drag* baro apresenta uma resistência ao avanço máxima de 10.74N. No caso *Drag* GPS a resistência ao avanço máxima é de 11.87N. Em ambos os casos a velocidade de ocorrência de máxima resistência ao avanço foi de 24.75m/s. Estes resultados experimentais revelam uma coerência e proximidade de ambos os métodos de cálculo do desempenho da aeronave. Atendendo à equação 5.6, o coeficiente de resistência ao avanço da aeronave para *Drag* baro é de 0.047 e o coeficiente de resistência ao avanço da aeronave para *Drag* GPS de 0.052.

Como seria de esperar, os resultados da resistência ao avanço apresentados por Mestrinho <sup>[35]</sup> são bastante mais baixos, sendo que, para as mesmas velocidades apresentadas (21.49 m/s, 24.03 m/s e 24.75 m/s) a resistência ao avanço era aproximadamente 2.1N, 2.6N e 2.7N, respectivamente.

Apesar de não haver resultados experimentais que comprovem os valores obtidos por Mestrinho <sup>[35]</sup>, é legítimo considerar que a discrepância entre os valores numéricos e experimentais resulta da contribuição da plataforma UAV e dos seus componentes.

A Figura 6.6 apresenta a plataforma UAV durante os ensaios de voo.



(a)



(b)

Figura 6.6 - Olharap2 H durante os ensaios de planeio.

# Capítulo 7

## Síntese

No decorrer desta dissertação foi exposto com detalhe o desenvolvimento da asa telescópica, são apresentadas as suas principais características e são apresentadas as modificações/adições efectuadas.

A plataforma *UAV* de teste é apresentada e são descritas: as suas principais componentes; as modificações e construções efectuadas na preparação para os ensaios de voo; e os instrumentos que se acrescentaram à plataforma *UAV* de testes.

Na análise da taxa de rolamento são apresentados: conceitos de estabilidade em aeronaves; um método de cálculo da taxa de rolamento em asas convencionais; e um método de cálculo da taxa de rolamento em asas de envergadura variável. No seguimento da análise da taxa de rolamento em asas de envergadura variável, pode concluir-se que, numericamente, é possível utilizar a variação da envergadura para controlar o rolamento da aeronave em estudo, contando inclusivamente com a variação lateral do CG. Com estes resultados, torna-se viável futuramente avaliar em termos experimentais, a capacidade de proceder ao rolamento com a asa telescópica em estudo. A comparação da taxa de rolamento máxima, entre a asa telescópica e a asa convencional, para a mesma velocidade, revelou que a asa convencional executa esta manobra aproximadamente 36.7% mais rápido.

Relativamente aos ensaios de voo, são apresentados: os objectivos, a mecânica de voo envolvida nos ensaios, a metodologia utilizada nos ensaios, um ensaio dinâmico da asa telescópica e o *software* utilizado pela estação de solo na aquisição dos dados de telemetria. Finalmente, são apresentados os resultados da avaliação aerodinâmica da asa convencional são apresentados.

## 7.1. Conclusões

Em suma, a plataforma UAV de testes foi instrumentada com equipamento essencial à realização dos ensaios de desempenho da aeronave. As antenas construídas revelaram ter alcance suficiente para a gama de distâncias, entre a aeronave e a estação de solo, a que são realizados os ensaios.

A asa de envergadura variável foi adaptada à plataforma UAV e preparada para a realização dos ensaios de voo.

A partir dos ensaios de voo conclui-se que é possível controlar a aeronave apenas com a deflexão assimétrica dos *ailévons* e os lemes de direcção, com a empenagem H.

Foi comparado o desempenho aerodinâmico experimental com o numérico, de uma asa convencional. Desta comparação conclui-se que o desempenho experimental é coerente com o numérico, sabendo que, o desempenho experimental teve em conta a totalidade da aeronave e o desempenho numérico teve em conta apenas a asa convencional.

A partir dos ensaios dinâmicos da asa telescópica, conclui-se que a estrutura desta asa é capaz de aguentar as cargas aerodinâmicas previstas para os ensaios de voo e atendendo a que a aeronave é controlável apenas com a empenagem H, pode-se então concluir que quer a plataforma de ensaios quer a asa de envergadura variável estão prontas para executar os ensaios de voo, que possibilitarão avaliar o desempenho desta asa.

## 7.2. Trabalhos Futuros

Após a realização deste trabalho ficam ainda alguns aspectos da pilotagem da aeronave e do sistema de aquisição de dados que requerem melhoramento:

- ✈ Instalar uma câmara de FPV (*First Person Video*) para permitir voar a aeronave mais alto e mais longe de forma a possibilitar fazer uma aquisição de dados de voo mais prolongada e em voo estabilizado, em particular durante os voos planados.
- ✈ Instalar uma célula de carga encostada ao motor para medir directamente a força propulsiva em voo e obter a resistência ao avanço em condições de voo não acelerado.

Tendo este trabalho da plataforma UAV preparado, será possível realizar ensaios de voo aprofundados do veículo. Estando esta plataforma equipada com uma asa convencional e uma asa de envergadura variável torna-se, agora, necessário proceder a uma série de ensaios em voo para validar o conceito da nova asa, avaliar o seu desempenho e quantificar os benefícios por ela introduzidos:

- ✈ Caracterizar totalmente a plataforma de testes UAV desde: desempenho de subida, em voo nivelado e em volta; desempenho de descolagem e de aterragem; características de estabilidade longitudinal e latero-direccional.

- 
- ✈ Realizar análises aeroelásticas da asa telescópica para prever a velocidade de *flutter* e a velocidade de divergência e criar um envelope de velocidade de operação máxima.
  - ✈ Avaliar experimentalmente a capacidade de realizar o rolamento com actuação assimétrica ou dissimétrica da asa telescópica e quantificar as taxas de rolamento produzidas.
  - ✈ Medir em voo o consumo energético da actuação dos comandos de controlo de rolamento da asa convencional com *ailerons* e da asa de envergadura variável em perfis de voo típicos. De modo a avaliar em termos energéticos globais os benefícios da utilização da asa telescópica.



## Bibliografia

- [1] T. A. Weisshaar, "Morphing Aircraft Technology - New Shapes for Aircraft Design," em *Neuilly-sur-Seine*, France, 2006.
- [2] "[http://en.wikipedia.org/wiki/Wing\\_configuration](http://en.wikipedia.org/wiki/Wing_configuration)," [Online].
- [3] J. Bowman, B. Sanders e T. Weisshaar, "Evaluating the Impact of Morphing Technologies on Aircraft Performance," *Proceedings of 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, pp. 22-25, 2002.
- [4] M. Abdularahim e R. Lind, "Flight Testing and Response Characteristics of a Variable Gull-Wing Morphing Aircraft," em *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Providence , 2004.
- [5] E. Stanewsky, "Adaptive Wing and Flow Control Technology," *Progress in Aerospace Sciences*, pp. 583-667, 2001.
- [6] S. Barbarino, O. Bilgen, R. Ajaj, M. Friswell e D. Inman, "A Review of Morphing Aircraft," *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* , vol. 22, pp. 823-877, 2011.
- [7] D. Inman, "Wings: Out of the Box. Determining Actuator Requirements for Controlled Morphing Air Vehicles - Aerodynamic Loads," em *DARPA Technology Interchange Meeting*, Wright Patterson Air Force Base, Dayton, OH, 2001.
- [8] A. R. McGowan, *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*, 2nd edn., New York: Wiley, 1995.
- [9] R. H. Johnson, "A FLIGHT TEST EVALUATION OF THE SCHLEICHER ASW-24W," *Soaring Magazine*, 1994.
- [10] R. H. Johnson, "A FLIGHT TEST EVALUATION OF THE ASH-26E SELF LAUNCHING 18-METER SAILPLANE," *Soaring Magazine*, 1995.
- [11] R. Johnson, "A FLIGHT TEST EVALUATION OF THE SINHA WING PERFORMANCE ENHANCING DETURBULATORS," The Soaring Society of America, Dallas , 2007.

- [12] R. E. Curry, M. R. Mendenhall e B. Moulton, "In-Flight Evaluation Of Aerodynamic Precisions of Air-Louched Space Booster," NASA, Edwards, CA., 1992.
- [13] V. Dabrowski, A. Yam-Shahor, S. Cain, E. Smith, M. Woodcock e B. Wilson, "L-23 Super Blanik Aerodynamic Determination, Evaluation, and Reporting Determination, Evaluation, and Reporting," AIR FORCE FLIGHT TEST CENTER , EDWARDS, CA., 2005.
- [14] J. H. Del Frate e G. B. Cosentino, "Recent Flight Test Experience with Uninhabited Aerial Vehicles at the NASA Dryden Flight Research Center," NASA, Edwards, CA., 1998.
- [15] B. R. Taylor e N. A. Ratnayake, "Simulation and Flight Evaluation of a Parameter Estimation Input Design Method for Hybrid-Wing-Body Aircraft," em *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Toronto, 2010.
- [16] B. Beasley, D. Pedraza, J. Pembridge e D. Pfeffer, "Virginia Tech Aerospace Engineering," Virginia Tech, Virginia, VA., 2003.
- [17] J. S. Bae, T. M. Seigler e D. J. Inman, "Aerodynamic and Static Aeroelastic Characteristics of a Variable-Span Morphing Wing," *Journal of Aircraft*, vol. 42, pp. 528-534, 2005.
- [18] A. L. I. C. E. (. AFRL Vehicle Research Section, "http://www.nrl.navy.mil/vrs/factsheets/index.php," 2011. [Online].
- [19] L. Arrison, K. Birocco, C. Gaylord, B. Herndon, K. Manion e M. Metheny, "2002-2003 AE/ME Morphing Wing Design," *Spring Semester Final Report*, vol. Virginia Tech Aerospace Engeneering Senior Design Project, 2003.
- [20] D. A. Neal, M. G. Good, C. O. Johnston, H. H. Roberstshaw, W. H. Mason e D. J. Inman, "Desing and Wind-Tunnel Analysis of a Fully Adaptive Aircraft Configuration," em *45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Palm Springs, CA., 2004.
- [21] D. A. Neal, J. Farmer e D. J. Inman, "Development of a Morphing Aircraft Model for Wind Tunnel Experimentation," em *47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Newport, RI., 2006.
- [22] J. Blondeau, J. Richeson e D. J. Pines, "Design, Development and Testing of a Morphing Aspect Ratio Wing Using an Inflatable Telescopic Spar," em *44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Norfolk, VA., 2003.
- [23] J. Blondeau e D. J. Pines, "Design and Testing of a Pneumatic Telescopic wing for Unmanned Aerial Vehicles," *Journal of Aircraft*, vol. 44, pp. 1088-1099, 2007.
- [24] A. H. Sipekar, "Design, Analysis and Development of a Morphable Wing Structure for Unmanned Aerial Vehicle Performance Augmentation," University of Texas , Arlington, TX , 2007.
- [25] J. Sullivan e W. Watkins, "Obliquing Wing with Extendable Span Critical Design Review,"

- Purdue University, Purdue, IN., 2003.
- [26] D. Alemayehu, M. Leng, R. McNulty, M. Mulloy, R. Somero e C. Tenorio, “ Virginia Tech Morphing Wing Team Fall 2004 Final Report.,” Virginia Tech, Blacksburg, VA, 2004.
- [27] S. Bharti, M. I. Frecker, G. Lesieutre e J. Browne, “Tendon Actuated cellular Mechanisms for Morphing Aircraft Wing,” em *SPIE Modeling, Signal Processing, and Control for Smart Structures*, San Diego, CA., 2007.
- [28] P. Gamboa, J. Vale, F. Lau e A. Suleman, “Multidisciplinary Design Optimization of a Morphing Wing,” em *11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, Portsmouth, VA., 2006.
- [29] A. Leite, J. Vale, F. Lau e A. Suleman, “Development of Morphing Strategies for Flight Demonstrator RPV,” em *50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Palm Springs, CA., 2009.
- [30] J. R. Mestrinho, P. Santos e P. Gamboa, “Design Optimization of a Variable-Span Morphing Wing for a Small UAV,” em *Structural Dynamics and Materials Conference*, Colorado, 2011.
- [31] J. J. Henry, “Roll control For a UAV By use os a Variable Span Morphing Wing,” University of Maryland, Maryland, 2005.
- [32] Jae-Sung Bae, T. M. Singler e D. J. Inman, “Aerodynamic and Aeroelastic Considerations of A Variable-Span Morphing Wing,” em *45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, Palm Springs, CA., 2004.
- [33] J. J. Henry e D. J. Pines, “A Mathematical Model for Roll Dynamics by Use of a Morphing-Span Wing,” em *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Honolulu, HI., 2007.
- [34] T. M. Seigler, J. S. Bae. e D. J. Inman, “Flight Control of a Variable Span Cruise Missile,” em *ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, Anaheim, CA., 2004.
- [35] J. R. d. C. Mestrinho, “Design of a Variable-Span Morphing Wing,” UBI, Covilhã, 2009.
- [36] J. M. I. Felício, “Development and Testing of a Variable-Span Morphing Wing,” UBI, Covilhã, 2010.
- [37] J. Vale, P. Gamboa, F. Lau e A. Suleman, “Optimization of a morphing wing based on coupled aerodynamic and structural constraints,” em *3rd AIAA Multidisciplinary Design and Optimization Specialist Conference*, Honolulu, Hawaii, USA, 2007.
- [38] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, New York: McGraw-Hill, 2001.
- [39] P. Gamboa, P. Santos e L. Miguel, “Development of a Variable-Span Morphing Wing,” em *II LAETA Young Researctchers Meeting*, FEUP. Porto, 2012.
- [40] Anon., “Flying Qualities of Piloted Airplanes,” Department of Defense, MIL-STD-1797A, Washington D.C., 1995.

- [41] B. Etkin e L. D. Reid, *Dynamics of Flyght Stability and Control*, John Wiley & Sons, Inc., 1996.
- [42] R. C. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, Singapura: McGraw-Hill, 1998.
- [43] J. Felício, P. Santos, P. Gamboa e M. Silvestre, “Evaluation of a Variable-Span Morphing Wing for a Small UAV,” em *Structural Dynamics and Materials Conference*, Colorado, 2011.
- [44] R. D. Kimberlin, *Flight Testing of Fixed Wing Aircraft*, Virginia: AIAA, 2003.
- [45] N. T. P. S. F. T. Manual, *Fixed Wing Performance Theory and Flight Test Techniques*, Patuxednt River, Maryland: U.S Naval Test Pilot School, July 1977.
- [46] J.R.Wilson, “Morphing UAVs Change the shape of warfare,” *Aerospace America*, pp. 28-29, February 2004.
- [47] D. F. Anderson e S. Eberhardt, *Understanding Flight*, New York: McGraw-Hill, 2001.
- [48] M. V. Cook, *Flight Dynamics*, Oxford: Butterworth-Heinemann, 2007.
- [49] H. Smith, *The Illustrated Guide to Aerodynamics*, Blue Ridge Summit: Tab Boobs, 1992.
- [50] D. Donald e J. Lake, *The Encycyclopedia of World Military Aircraft*, New York: Barnes & Noble, 2000.
- [51] D. A. Solfelt, *CFD Analysis of a T-38 Wing Fence*, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 2007.
- [52] E. J. Hearn, *MECHANICS OF MATERIALS I*, Musselburgh: Butterworth Heinemann, 2000.
- [53] S. K. Ojha, *Flight Performance of Aircraft*, Washington: AIAA, 1995.
- [54] P. E. Purser e J. P. Campbell, “Experimental Verification of a Simplified Vee-Tail Theory and Analysis of Avaible Data on Complete Models whith Vee-Tail,” em *NACA 823*, Whashington, January 1945.
- [55] I. Chopra, “Recent Progress on Development of a Smart Rotor System,” em *Presentation, NASA Langley Research Center*, Langley, 2001.
- [56] Y. Heryawan, H. C. Park, N. S. Goo, K. J. Yoon e Y. H. Byun, “Design and Demonstration of a Small Expandable Morphing Wing,” em *Proceedings of SPIE 12th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials*, San Diego, CA., 2005.
- [57] C. Han, K. Mohseni e D. Lawrence, “Investigation of Variable Wing-Sweep for Applications in Micro Air Vehicles,” em *Infotech@Aerospace*, Arlington, VA., 2005.
- [58] C. O. Jonhnston, D. A. Neal, L. D. Wiggins, H. H. Robershaw, W. H. Mason e D. J. Inman, “A Model to Compare the Flight Control Energy Requirements of Morphing and Conventionally Actuated Wings,” em *44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Norfolk, VA., 2003.
- [59] D. R. Bye e P. D. McClure, “Design of a Morphing Vehicle,” em *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*,

Honolulu, HI., 2007.

- [60] R. T. Marshall e W. G. Schweikbard, "Modeling Of Airplane Performance From Flight-Test Results and Validation With an F-104G," NASA, Flight Research Center, Edwards, CA., 1973.
- [61] R. T. Joo, B. Sanders, T. Johnson e M. I. Frecker, "Optimal Actuator Location within a Morphing Wing Scissor Mechanism Configuration," em *SPIE Smart Structures and Materials: Modeling, Signal Processing, and Control*, San Diego, CA., 2006.
- [62] J. T. Lowry, Performance of Light Aircraft, Reston, VA.: AIAA, 1999.



# Anexos



## 1. Protocolo de ensaios de voo “tipo”

### Ensaio de Voo nº

Autores:

Orientador:

---

Piloto:

---

Discente:

---

Aeronave:

Peso:

---

Local:

Data:

---

Hora:

Duração:

---

Configuração:

Hélice:

---

Temperatura ambiente:

Intensidade do vento:

---

Descrição do Ensaio:

---

Conclusões:

---

Notas:

---

Assinaturas:

Prof. Pedro Gamboa

Eng. Pedro Santos

Lino Miguel

---



## 2.Artigo LAETA

