



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Engenharia

Avaliação em Voo das Características de uma Asa de Envergadura Variável

Joaquim Vasconcelos Reynolds de Sousa

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Aeronáutica
(ciclo de estudos integrado)

Orientador: Professor Doutor Pedro Vieira Gamboa

Covilhã, junho de 2014

Agradecimentos

Desejo aqui manifestar o mais sincero agradecimento a todos aqueles que contribuíram de forma direta para a concretização desta dissertação.

Ao Professor Doutor Pedro Gamboa expresso o meu profundo agradecimento pela orientação, apoio incondicional e conhecimentos transmitidos ao longo de todo este projeto, que sem dúvida estimularam o meu desejo de querer sempre aprender mais.

Ao meu colega de trabalho e grande amigo Pedro Santos, pelo muito do seu tempo dispensado, no apoio que me concedeu nesta longa e árdua etapa, pela companhia, pelo conhecimento e experiência partilhados que foram sempre constantes ao longo de todo o projeto.

Ao meu grande amigo Luís Cândido pela ajuda prestada em determinadas ocasiões assim como pela sua contagiante boa disposição que sempre me animou.

À Câmara Municipal de Castelo Branco por ter disponibilizado as instalações do Aeródromo Municipal de Castelo Branco no qual foram realizados todos os ensaios de voo.

Àqueles que fizeram de mim aquilo que sou hoje, aos meus pais e à minha irmã. Um sincero obrigado, pelo incondicional apoio e incansável motivação.

À minha namorada pela companhia, paciência, motivação e apoio dedicados, sem os quais a elaboração desta dissertação seria certamente uma tarefa mais difícil.

Resumo

O presente documento descreve o trabalho desenvolvido relativo à instrumentação e ensaios de voo de avaliação do desempenho aerodinâmico do veículo aéreo não tripulado (*Unmanned Aerial Vehicle* - UAV) desenvolvido no Departamento de Ciências Aeroespaciais (DCA) da Universidade da Beira Interior. Este UAV, denominado Olharapo, possui duas configurações diferentes: a primeira com uma asa convencional fixa instalada e outra com uma asa *morphing* de envergadura variável (VSW). Diversos sistemas de voo, tais como um sistema *First Person View* (FPV), um sistema de rádio controlo de longo alcance e um piloto automático, foram incorporados de forma a adquirir toda a informação essencial para a determinação da eficiência aerodinâmica de ambas as asas e para permitir o controlo e comunicações em tempo real. Para validar de forma segura a integração de todos estes sistemas, foi utilizado um aeromodelo denominado Skywalker. Após diversos testes de voo com este aeromodelo, verificou-se que todos os sistemas funcionaram da forma pretendida, permitindo assim a sua instalação no UAV Olharapo. Foram realizados diversos voos direcionados para a determinação do desempenho aerodinâmico, onde se obteve uma curva de eficiência aerodinâmica bem definida para o UAV com a asa convencional instalada. A razão de planeio máxima atingida com esta asa foi de 10 para uma velocidade correspondente de 15.4 m/s e coeficiente de sustentação (C_L) de 0.71. Em relação à VSW, três configurações distintas de envergadura foram ensaiadas, sendo uma configuração de envergadura máxima de 2.5m, uma configuração intermédia de 2m e uma configuração de envergadura mínima de 1.5m. Apesar de não existir ainda informação suficiente que caracterize a curva de eficiência da VSW, duas principais zonas de pontos de eficiência foram observadas. Para a configuração de envergadura máxima, obteve-se uma razão de planeio de 8.5 a uma velocidade correspondente de 15 m/s e C_L de 0.67. Em relação à configuração de envergadura intermédia, foi possível constatar que para baixos coeficientes de sustentação, a razão de planeio tendia para os mesmos valores obtidos para o UAV com a asa convencional instalada. Tal facto pode levar à conclusão que a determinado momento, a eficiência aerodinâmica da VSW possa ultrapassar a da asa convencional. De forma a caracterizar na sua plenitude a eficiência aerodinâmica do UAV com a VSW instalada, deverão ser realizados um maior número de ensaios de voo, particularmente com baixos coeficientes de sustentação.

Palavras-Chave

UAV, Asa *morphing*, Envergadura variável, Instrumentação, Piloto automático, FPV, Ensaios de voo, Eficiência aerodinâmica

Abstract

The present document describes the work developed regarding the instrumentation and flight testing, to evaluate the aerodynamic performance, of the Unmanned Aerial Vehicle (UAV) developed at the Department of Aerospace Sciences of University of Beira Interior. This UAV, called Olharapo, has two different configurations: one fitted with a conventional fixed wing and another with a variable span morphing wing (VSW). Several flight systems, such as a First Person View (FPV) system, a long range radio control system and an autopilot, were integrated and incorporated in order to acquire all the relevant data for aerodynamic efficiency determination of both wings and to allow real time control and communications. To safely validate the integration of all these systems, an off-the-shelf RC model called Skywalker was used. After several flight tests with this RC model, all the systems proved to work properly, allowing their installation on the Olharapo UAV. A series of flights aimed for aerodynamic performance determination were conducted where a curve of aerodynamic efficiency for the conventional fixed wing was obtained. For this wing, the maximum lift-to-drag ratio achieved was 10 for a corresponding airspeed of 15.4 m/s and lift coefficient (C_L) of 0.71. Regarding the VSW, three different wingspan configurations were tested: a full wingspan configuration of 2.5m, an intermediate configuration of 2m, and a minimum wingspan configuration of 1.5m. Although there were not data that could completely characterize the efficiency curve for the VSW, two major clusters of efficiency points were observed. For the full wingspan configuration, a lift-to-drag ratio of 8.5 was obtained at a airspeed of 15.7 m/s and C_L of 0.67. Concerning the intermediate wingspan configuration, it was possible to perceive that for low lift coefficients, the lift-to-drag ratio tends to the same values obtained for the UAV with the conventional wing. This may indicate that at a certain speed, the aerodynamic efficiency of the VSW can surpass that the conventional fixed wing. In order to fully characterize the UAV aerodynamic performance with the VSW, more flight tests should be conducted particularly at low lift coefficients.

Keywords

UAV, Morphing wing, Variable Span, Instrumentation, Autopilot, FPV, Flight tests, Aerodynamic Efficiency

Índice

Agradecimentos	iii
Resumo	v
Abstract	vii
Índice	ix
Lista de figuras	xi
Lista de tabelas.....	xiii
Lista de símbolos.....	xv
Lista de acrónimos.....	xvii
Capítulo 1	1
1. Introdução	1
1.1. Motivação.....	1
1.2. Objetivos	2
1.3. Estado da arte	2
1.3.1. Ajuste/alteração de perfil.....	3
1.3.2. Alteração fora do plano da asa	4
1.3.3. Alteração no plano da asa	5
1.3.3.1. Asas com variação de envergadura	6
1.4. Estrutura da dissertação	11
Capítulo 2	13
2. Sistema da asa telescópica	13
2.1. Evolução da asa telescópica	13
2.2. Descrição da plataforma de testes.....	15
2.3. Descrição da asa telescópica.....	16
2.4. Alterações efetuadas no <i>feedback</i> dos atuadores.....	17
Capítulo 3	19
3. Sistemas de voo.....	19
3.1. Sistema de <i>First Person View</i> (FPV)	19
3.1.1. Componentes da estação de controlo de solo (GCS)	19
3.1.2. Componentes a bordo do UAV	21

3.2. Sistema de rádio controlo (RC) de longo alcance	23
3.3. Sistema de piloto automático	24
3.3.1. Características do piloto automático, Pixhawk.....	26
3.3.2. Instalação do piloto automático no UAV	27
3.3.3. Estação de solo de telemetria	29
3.4. Alimentação dos sistemas no UAV	30
Capítulo 4	33
4. Ensaios de Voo	33
4.1. Validação da integração dos sistemas.....	33
4.2. Mecânica do voo	34
4.2.1. Análise do Voo planado	35
4.3. Ensaios de Voo.....	38
4.4. Determinação da razão de planeio (L/D)	40
4.4.1. Análise e propagação de erros.....	41
Capítulo 5	43
5. Resultados e discussão	43
5.1. Resultados da asa convencional	44
5.2. Resultados da asa telescópica	46
5.2.1. Razão de planeio para envergadura máxima, $b=2.5m$	47
5.2.2. Razão de planeio para envergadura intermédia, $b=2m$	48
5.2.3. Comportamento em voo da asa telescópica.....	50
5.3. Análise de erro	51
Capítulo 6	53
6. Conclusões.....	53
6.1. Trabalhos Futuros.....	54
Bibliografia	55
Anexos	59
1. Artigo apresentado em ICEUBI 2013: “Control Systems for UAV Flight Testing”	
2. Resumo: “Flight Evaluation of the Characteristics of a Variable Span Wing”	

Lista de figuras

Figura 1.1 - Camadas que compõem o atuador piezo-compósito de baixo peso (LIPCA) ^[6]	3
Figura 1.2 - UAV MFX-1 em duas configurações diferentes do ângulo de enflechamento ^[12]	5
Figura 1.3 - Esquema representativo da aeronave MAK-123 ^[15]	7
Figura 1.4 - Aeromodelo Delta Vortex RC e versão modificada com asa telescópica, BetaMax ^[18]	8
Figura 1.5 - UMAAV, Unmanned Morphing Aerial Attack Vehicle, em três configurações distintas, sendo: a) configuração de <i>loiter</i> , b) configuração de cruzeiro, c) configuração de ataque ^[19]	8
Figura 1.6 - Protótipo da asa telescópica pneumática ^[20]	9
Figura 1.7 - Ilustração da estrutura <i>morphing</i> contínua, sendo: a) estrutura interna em <i>honeycomb</i> , b) protótipo final ^[24]	10
Figura 1.8 - AUAV (<i>Additive Unmanned Aerial Vehicle</i>) em ensaio de voo ^[26]	11
Figura 2.1 - Olharapo 1V estacionado na placa do antigo aeródromo da Covilhã	15
Figura 2.2 - UAV Olharapo 2H equipado com: a) asa convencional, b) asa telescópica.....	16
Figura 2.3 - Esquema em CAD com as principais dimensões da asa telescópica ^[35]	16
Figura 2.4 - Compartimento de atuação da asa telescópica, onde o índice a refere-se à asa esquerda e o índice b à asa direita, sendo: 1) Potenciômetros de feedback, 2) Servo atuadores, 3) Cremalheiras, 4) Compartimento do GPS	17
Figura 3.1 - Ilustração da estação de controlo de solo (GCS)	21
Figura 3.2 - Câmara de FPV instalada na tampa da fuselagem	22
Figura 3.3 - Estrutura Pantilt da câmara de FPV	22
Figura 3.4 - Imagem recebida na GCS, que apresenta a seguinte informação: 1) Percentagem restante de bateria, 2) Tensão da bateria, 3) Corrente do motor, 4) Velocidade em relação ao ar, 5) Velocidade em relação ao solo, 6) Velocidade vertical, 7) Número de satélites bloqueados, 8) Distância prevista de planeio, 9) Latitude, 10) Longitude, 11) Ângulo de rolamento, 12) Seta indicadora da posição de partida, 13) Compasso, 14) Distância total percorrida, 15) Altitude relativa ao nível do mar, 16) Tempo de voo, 17) Percentagem de força do sinal RC recebido, 18) Altitude em relação ao ponto de partida, 19) Distância ao ponto de partida, 20) Ângulo de arfagem, 21) Intensidade e direção do vento, 22) Ângulo do rumo.....	23
Figura 3.5 - Sistema RC de longo alcance, sendo: a) Recetor de longo alcance, b) Conjunto Rádio e emissor de longo alcance.....	24
Figura 3.6 - Piloto automático APM 2.5 ^[37]	25
Figura 3.7 - Interfaces do piloto automático Pixhawk: 1) 6 saídas auxiliares, 2) 8 saídas principais, 3) Saída S.Bus (Futaba), 4) Entrada PPM, 5) Entrada DSM (Spektrum), 6) Porta de telemetria 2, 7) Ligação para interruptor que arma/desarma o piloto automático, 8) Porta de telemetria 1, 9) Porta USB, 10) Entrada com ADC 3.3V, 11) SPI <i>bus</i> , 12) Ligação do	

Powermodule, 13) Ligação do <i>buzzer</i> de aviso, 14) Porta série, 15) Entrada para o módulo de GPS, 16) Porta CAN, 17) Entrada I2C, 18) Entrada com ADC 6.6V ^[38]	26
Figura 3.8 - Ilustração do piloto automático Pixhawk instalado no UAV	27
Figura 3.9 - <i>Transceiver</i> utilizado para comunicar com a estação de telemetria	28
Figura 3.10 - Instalação do sensor de RPM	28
Figura 3.11- Sonda AlphaBeta	29
Figura 3.12 - Software APM: Mission Planner utilizado para monitorizar os voos	30
Figura 3.13 - Visão geral dos sistemas instalados no UAV, sendo: 1) Baterias NiCd secundárias, 2) Bateria LiPo 3s 10000mAh, 3) Bateria LiPo 3s 5000mAh, 4) Recetor de longo alcance, 5) Piloto automático Pixhawk, 6) Emissor de vídeo, 7) ESC do motor, 8) <i>transceiver</i> , 9) Câmara de FPV	31
Figura 4.1 - Sistema utilizado para validar a integração dos sistemas	34
Figura 4.2 - Esquema representativo das forças que atuam na aeronave ^[35]	35
Figura 4.3 - Esquema representativo das distâncias percorridas durante o planeio	36
Figura 4.4 - Esquema representativo da decomposição da velocidade (V) nas suas componentes	37
Figura 4.5 - UAV Olharapo 2H, durante os ensaios de voo	38
Figura 4.6 - Imagem de GoogleEarth com a trajetória descrita pelo UAV	39
Figura 4.7 - Instalação da estação de solo no Aeródromo Municipal de Castelo Branco	39
Figura 5.1 - Variação da altitude (Alt), velocidade (V), ângulo de ataque (α) e de arfagem (θ) ao longo de um planeio	43
Figura 5.2 - Razão de planeio (L/D) em função da velocidade para a asa convencional	45
Figura 5.3 - Razão de planeio (L/D) em função do coeficiente de sustentação (C_L) para a asa convencional	46
Figura 5.4 - Razão de planeio (L/D) em função da velocidade para a asa telescópica com $b=2.5m$	47
Figura 5.5 - Razão de planeio (L/D) em função do coeficiente de sustentação (C_L) para a asa telescópica com $b=2.5m$	48
Figura 5.6 - Razão de planeio (L/D) em função da velocidade para a asa telescópica com $b=2m$	49
Figura 5.7 - Razão de planeio (L/D) em função do coeficiente de sustentação (C_L) para a asa telescópica com $b=2m$	50

Lista de tabelas

Tabela 2.1 - Principais dimensões da asa telescópica.....	17
---	----

Lista de símbolos

Símbolo	Descrição
L	Força sustentadora
C_L	Coeficiente de sustentação
D	Resistência ao avanço
Y	Força aerodinâmica lateral
E	Eficiência aerodinâmica
L/D	Razão de planeio
W	Peso da aeronave
b	Envergadura
b_{max}	Envergadura máxima da asa telescópica
c	Corda da asa
c_{OMW}	Corda da asa móvel externa (OMW)
c_{IFW}	Corda da asa central fixa (IFW)
L_{fus}	Comprimento da fuselagem
α	Ângulo de ataque
β	Ângulo de derrapagem
γ	Ângulo de trajetória
θ	Ângulo de arfagem
ϕ	Ângulo de rolamento
ψ	Ângulo de guinada
p	Taxa de rolamento
q	Taxa de arfagem
r	Taxa de guinada
V	Velocidade de translação
V_h	Componente horizontal da velocidade de translação
V_v	Componente vertical da velocidade de translação
u	Componente da velocidade segundo o eixo longitudinal da aeronave
v	Componente da velocidade segundo o eixo lateral da aeronave
w	Componente da velocidade segundo o eixo vertical da aeronave
x	Eixo longitudinal da aeronave
y	Eixo lateral da aeronave
z	Eixo vertical da aeronave
ΔX	Distância percorrida longitudinalmente
ΔZ	Distância percorrida verticalmente
d	Distância total percorrida
X_T	Componente da tração segundo o eixo longitudinal

Y_T	Componente da tração segundo o eixo lateral
Z_T	Componente da tração segundo o eixo vertical
t_i	Tempo inicial do intervalo de planeio
t_f	Tempo final do intervalo de planeio
$\sigma_{L/D}$	Incerteza associada à razão de planeio
$\sigma_{\Delta X}$	Incerteza associada à distância percorrida longitudinalmente
$\sigma_{\Delta Z}$	Incerteza associada à distância percorrida verticalmente

Lista de acrónimos

Acrónimo	Descrição
ABS	<i>Acrylonitrile Butadiene Styrene</i>
AFRL	<i>Air Force Research Laboratory</i>
ALICE	<i>Air Launched Integrated Counter-measure, Expendable</i>
APM	<i>ArduPilot Mega</i>
ARF	<i>Almost Ready to Fly</i>
AUAV	<i>Additive Unmanned Air Vehicle</i>
CG	Centro de gravidade
CNC	<i>Computer Numerical Control</i>
DARPA	<i>Defense Advanced Research Projects Agency</i>
DVR	<i>Digital Video Recorder</i>
DC	<i>Direct Current</i>
EPO	<i>Expanded PolyOlefin</i>
FEM	<i>Finite Element Method</i>
FPV	<i>First Person View</i>
GCS	<i>Ground Control Station</i>
HECS	<i>Hyper Elliptic Cambered Span</i>
HUD	<i>Head-up display</i>
IFW	<i>Inner Fixed Wing</i>
LIPCA	<i>Light Weight Piezo-composite Actuator</i>
MAV	<i>Micro Aerial Vehicle</i>
OMW	<i>Outer Moving Wing</i>
OSD	<i>Onscreen Display</i>
PPM	<i>Pulse Position Modulation</i>
RC	Rádio Controlo
RSSI	<i>Receiver Signal Strength Indicator</i>
SMA	<i>Shape Memory Alloy</i>
TVL	<i>Television Lines</i>
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
UHF	<i>Ultra High Frequency</i>
UMAAV	<i>Unmanned Morphing Aerial Attack Vehicle</i>

Capítulo 1

1. Introdução

1.1. Motivação

A observação do voo na natureza sempre motivou no homem o desejo de voar, impulsionando-o a construir máquinas cujo objetivo era reproduzir o voo de uma ave. Desde a utilização de balões de ar quente a planadores, eis que, no começo do século XX são realizados os primeiros voos em máquinas mais pesadas que o ar pelos irmãos Wright com o seu avião denominado Flyer 1 e por Santos Dumont com o 14-BIS ^[1]. A literatura frisa que foi este marco histórico que deu início à aviação, onde o conceito de aeronave foi evoluindo progressivamente ao longo dos anos até aquilo que hoje é conhecido.

Nos padrões da atualidade, o facto de uma aeronave cumprir uma determinada missão típica de forma controlada e segura, não é suficiente. Muitos têm sido os esforços por parte da comunidade científica em aumentar a eficiência das aeronaves, facto este que pode ser alcançado através da alteração da geometria da aeronave de modo a que esta opere sempre na sua máxima eficiência. Deste modo, *Morphing*, diminutivo de metamorfose, é então definido como um conjunto de tecnologias que visam aumentar o desempenho da aeronave através da manipulação de certas características, para que o veículo se adapte ao meio envolvente e à tarefa que desempenha^[2]. A variação da geometria da aeronave permitirá que a mesma aeronave desempenhe missões com perfis distintos conferindo-lhe, assim, uma grande versatilidade. Esta particular característica não é possível de alcançar em aeronaves convencionais com geometria fixa, pois são projetadas para ter o melhor desempenho na fase mais importante de voo, que por sua vez, depende do tipo de missão que a aeronave irá desempenhar.

As tecnologias *morphing* sempre acarretaram todo um conjunto de penalizações em termos de custo, complexidade ou peso, fazendo com que o uso destas tecnologias fosse apenas benéfico para determinadas aplicações muito específicas. Porém, com o desenvolvimento de novos materiais, novas técnicas de construção e novos sistemas de atuação, o uso de tecnologias *morphing* tornou-se, cada vez mais, exequível e profícuo, alcançando um estado em que os benefícios sobrepõem-se às desvantagens.

Paralelamente ao *morphing*, o desenvolvimento de veículos aéreos não tripulados (*Unmanned Aerial Vehicle* - UAV) sofreu uma grande expansão nos últimos anos. Estes veículos são uma excelente plataforma de teste para novos conceitos de *morphing*. A utilização de UAV's para teste de novos conceitos, apresenta inúmeras vantagens, na medida em que têm uma rápida produção de baixo custo, não põem em risco qualquer tipo de

tripulação e são carregados com uma baixa carga aerodinâmica que potencia o uso de diversas tecnologias *morphing* [3].

Sendo o *morphing* uma tecnologia emergente, diversos estudos realizados e novos conceitos testados mostram que esta é uma tecnologia promissora por onde passará o futuro da indústria aeronáutica.

1.2. Objetivos

O objetivo deste trabalho é avaliar o desempenho aerodinâmico de duas asas, sendo uma delas uma asa convencional (com geometria fixa) e outra uma asa telescópica (com envergadura variável), para que uma comparação entre as duas possa ser efetuada. Estas asas são acopladas ao UAV denominado Olharapo, desenvolvido ao longo de vários trabalhos por docentes e alunos do Departamento de Ciências Aeroespaciais (DCA) da Universidade da Beira Interior (UBI).

De modo a que a comparação possa ser efetuada, o UAV será dotado com um piloto automático, um sistema de vídeo de *First Person View* (FPV) e um sistema de rádio controlo (RC) de longo alcance. Para validar a integração de todos estes sistemas, um aeromodelo denominado Skywalker, será utilizado para testar o funcionamento dos mesmos em simultâneo. Para além da instrumentação do UAV, são desenvolvidos procedimentos de teste de voo para que os dados de voo sejam adquiridos nas condições pretendidas para o efeito. Posteriormente, os dados recolhidos serão processados com a finalidade de determinar a eficiência aerodinâmica do UAV para ambas as asas instaladas.

1.3. Estado da arte

As tecnologias adaptativas têm sido nestes últimos anos, alvo de estudo de muitos investigadores na comunidade aeronáutica. Estas podem providenciar um aumento significativo no desempenho de uma aeronave, na medida em que a geometria da asa varia de acordo com a mudança das cargas aerodinâmicas externas. O *morphing* de uma asa pode ser dividido, consoante o tipo de alteração geométrica, em três categorias diferentes. O *morphing* pode ser efetuado através de um ajuste/alteração do perfil da asa, de uma alteração fora do plano da asa (*out-of-plane transformation*) e de uma alteração no plano da asa (*planform alteration*) [3]. Nos próximos subcapítulos, será apresentado de modo sucinto, algumas investigações no âmbito das tecnologias *morphing*, sendo exposta por último e com maior detalhe, a tecnologia *morphing* de variação de envergadura que é o cerne deste trabalho.

1.3.1. Ajuste/alteração de perfil

Neste tipo de *morphing* é efetuado um ajuste na curvatura ou espessura do perfil. O desenvolvimento de materiais inteligentes, tais como piezoelétricos e ligas com memória de forma (*Shape memory alloy* - SMA), têm vindo a destacar-se nos sistemas de atuação deste tipo de *morphing*, dado que demonstram grande capacidade para serem usados como atuadores [4].

Elzey et al [5] desenvolveram e testaram um protótipo de um atuador bio-inspirado. Este consiste numa estrutura “vertebrada”, composta por elementos tubulares unidos entre si por uma junta formada por um cilindro e um casquilho. Na parte superior e inferior desta estrutura, estão fixadas tiras de SMA entre cada elemento tubular. Elementos de aquecimento de resistência são enrolados helicoidalmente em torno das tiras de SMA, de forma a proporcionar um aumento de temperatura que deforme as mesmas. Todo este sistema é envolto numa casca de alumínio anodizado com 0.25mm de espessura. Com este sistema, uma vasta gama de curvaturas pode ser atingida, através do aquecimento seletivo e individual das tiras de SMA.

Lim et al [6] desenvolveram uma secção de asa que usa um atuador piezo-compósito de baixo peso (*Lightweight Piezo-composite Actuator*, LIPCA), para mover o bordo de fuga, alterando assim a curvatura dessa secção. Na figura 1.1 é possível visualizar a configuração das várias camadas que compõem a sanduiche empregue no extradorso do bordo de fuga.

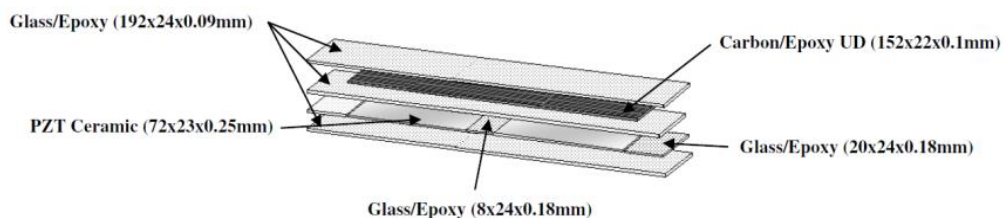


Figura 1.1 - Camadas que compõem o atuador piezo-compósito de baixo peso (LIPCA) [6]

Uma análise numérica em NASTRAN foi realizada de modo a comparar os resultados experimentais com os numéricos. Deste estudo concluiu-se, que para *inputs* inferiores a 150V, o deslocamento obtido no modelo experimental e teórico estavam em concordância sofrendo apenas pequenos desvios. Contudo, para *inputs* superiores a 150V, o desfasamento aumentava, sendo o deslocamento experimental maior que o calculado. Tal acontecimento deve-se sobretudo ao facto da resposta dos piezoelétricos não ser linear. O modelo construído foi capaz de atingir uma deflexão máxima de 15.3mm para um *input* de 300V.

Outros protótipos possuindo materiais inteligentes como sistema de atuação foram desenvolvidos e testados [7,4]. Apesar de alguns destes mecanismos serem pesados, consomem muita energia e terem uma resposta lenta e/ou não linear, presume-se que num

futuro próximo, com o desenvolvimento e aperfeiçoamento de materiais inteligentes, o seu uso como sistema de atuação, seja amplamente empregue.

1.3.2. Alteração fora do plano da asa

Este tipo de *morphing* implica uma modificação da forma da asa fora do seu plano, englobando variação da torção, alteração do ângulo de diedro e flexão ao longo da envergadura.

Bourdin et al ^[8] investigaram o uso de *winglets* com ângulo variável para controlo de uma aeronave. Este conceito consiste num par de *winglets* com ângulo adaptativo, atuadas independentemente, instaladas nas pontas de uma asa voadora. Foi constatado que apenas um par de *winglets* adaptativas, não era suficiente para substituir as superfícies de controlo convencionais e por essa razão, foi adicionado um leme de profundidade de modo a compensar a aeronave, principalmente em voltas niveladas com ângulos de pranchamento consideráveis. Este sistema, posteriormente foi alvo de modificações no qual foi adicionado mais um par de *winglets*, garantindo assim uma maior eficiência em coeficientes de sustentação moderados a altos, possibilitando assim a sua aplicação em aeronaves *morphing* que operem a baixa velocidade ^[3].

Abulrahim ^[9] estudou as características e a dinâmica do voo de um micro veículo aéreo (*Micro Aerial Vehicle - MAV*) equipado com asas adaptativas em forma de gaivota (*gull-wing morphing*). Este veículo utilizava uma dobradiça que dividia a longarina em duas porções, uma interior e outra exterior. No que concerne à parte interior, esta era ligada à fuselagem com uma dobradiça e era movimentada por um atuador linear vertical. Por sua vez, a parte exterior era passivamente atuada por um tirante que estava ligado à fuselagem. No decorrer dos ensaios de voo, verificou que à medida que aumentava o ângulo da asa, a razão de planeio era notoriamente reduzida, onde para um ângulo de 30°, obteve uma razão de planeio entre 1 e 2. Tais resultados permitem que este veículo efetue voos picados com taxas de descida elevadas, sem aumentar a sua velocidade de voo e de forma estável, visto existir um acréscimo na estabilidade lateral do veículo.

Manzo ^[10] investigou o *morphing* de uma asa *hyper elliptic cambered span* (HECS) no qual duas diferentes aproximações foram tomadas. Numa primeira aproximação foi usado um sistema de roldanas atuado por um motor DC. Posteriormente, este sistema foi substituído por outro com SMA. Um protótipo desta asa foi construído e pesava cerca de 1.104kg. Esta asa era composta por cinco secções sendo quatro delas à base de compósitos e uma quinta à base de plástico ABS.

O uso de ligas com memória de forma para variação da torção de uma pá de helicóptero, foi investigado por Pagano et al ^[11]. Neste projeto, uma haste de SMA era previamente torcida sendo depois inserida na estrutura da pá ao longo da envergadura. De modo a provocar uma variação de torção na pá, a liga com memória de forma era então

aquecida. Este conceito foi testado num protótipo que atingiu uma rotação angular máxima de 6° para uma temperatura de 198°C, onde a haste de SMA produzia um momento torsor de 21.6Nm.

1.3.3. Alteração no plano da asa

A variação da geometria para este tipo de *morphing*, é efetuada no plano da asa onde estão incluídas a variação do enflechamento, a variação da corda e a variação da envergadura.

A variação do enflechamento é um tipo de *morphing* que já existe há alguns anos e surgiu da necessidade em combinar alta eficiência a baixas e grandes velocidades. Uma das primeiras aeronaves a possuir esta tecnologia foi o F-111 da General Dynamics que foi projetado para desempenhar dois papéis distintos, um deles como intercetor de defesa da frota da marinha e outro como aeronave de ataque supersónico da força aérea [3]. Diversas outras aeronaves, principalmente militares, incluíram este tipo de *morphing*, demonstrando a sua superioridade em relação a uma asa fixa, todavia acarretaram sempre penalizações em termos de peso, complexidade e custos de manutenção.

Mais recentemente, com o desenvolvimento de novos materiais e novas técnicas de construção, este tipo de *morphing* está a ser redesenhado, onde a procura de um mecanismo mais leve, simples e com menos custos associados, é constante.

Um dos conceitos mais interessantes para a variação do enflechamento no que diz respeito a UAV's é proposto pela NextGen Aeronautics [12]. Esta empresa desenvolveu um UAV, denominado MFX-1 capaz de sofrer alterações significativas no enflechamento da asa durante o voo. Note-se que durante a variação do ângulo de enflechamento, a corda média também sofre alterações. Na figura 1.2, encontram-se duas imagens onde o UAV apresenta duas configurações diferentes de enflechamento.

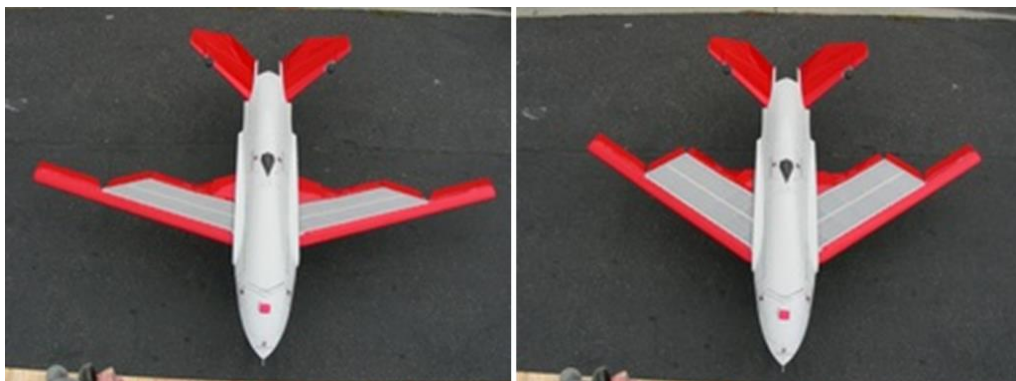


Figura 1.2 - UAV MFX-1 em duas configurações diferentes do ângulo de enflechamento [12]

No que diz respeito à variação de corda, a primeira aeronave que implementou este tipo de *morphing* foi o Bakshaev LIG-7. O mecanismo de variação de corda consistia em seis

secções telescópicas que eram acionadas manualmente pelo piloto através de um cabo de aço no interior do cockpit. Este sistema revelou ser mais fácil de atuar em voo devido às cargas aerodinâmicas que acabavam por aliviar a força de atuação. Esta asa com as secções telescópicas recolhidas possuía uma área de 16.56m^2 ao invés dos 23.85m^2 que possuía quando as secções estavam totalmente estendidas. Tal variação permitia, por exemplo, que a velocidade de aterragem fosse reduzida em cerca de 25%, o que era algo impressionante para a época ^[13].

Outro conceito, desta vez aplicado em asas rotativas é proposto por Léon et al ^[14], onde a corda é aumentada através da extensão de uma placa plana no bordo de fuga de uma pá de helicóptero. Este conceito foi simulado para o helicóptero UH-60, onde se verificou que em condições de voo perto da perda (um elevado peso da aeronave, elevada altitude e potência disponível apenas o suficiente para esta condição) houve um acréscimo de cerca de 915m na altitude máxima, 1090kg no peso máximo, 13m/s na velocidade máxima e uma redução de cerca de 33,4% na potência do rotor.

1.3.3.1. Asas com variação de envergadura

Este tipo de *morphing* pertence às alterações no plano da asa e implica que a aeronave possua diferentes dimensões de envergadura ao longo do voo. Como resultado de um aumento de envergadura, para a mesma força de sustentação, a razão de aspeto e a área da asa aumentam ao contrário da magnitude da distribuição de sustentação que diminui (redução no coeficiente de sustentação). Desta maneira, o arrasto induzido desta asa diminui e consequentemente a sua eficiência aumenta.

Este conceito foi pela primeira vez abordado em 1931 pelo russo Ivan Makhonine na aeronave MAK-10. Este sistema era baseado num mecanismo telescópico onde os painéis exteriores deslocavam-se ao longo da envergadura no interior dos painéis centrais da asa. Através de uma atuação pneumática, a envergadura aumentava até 62% o seu tamanho original, ou seja de uns meros 13m para 21m, provocando assim um aumento de 57% na sua área. Apesar de submotorizada, esta aeronave serviu como prova de conceito. Com o apoio do governo francês, este conceito evoluiu para uma nova aeronave, MAK-101, sendo esta capaz de atingir os 375km/h com as suas asas retraídas. Com o acabar da grande guerra, o trabalho de Makhonine culminou no seu último projeto, o MAK-123 que voou pela primeira vez em 1947. Esta aeronave era muito peculiar, pois para além de possuir asas telescópicas, possuía lugar para quatro ocupantes posicionados em *tandem*. Esta aeronave, ilustrada na figura 1.3, demonstrou não possuir qualquer tipo de tendência ou características indesejáveis e o seu sistema de atuação funcionou na perfeição, provando assim na sua plenitude este conceito ^[15].

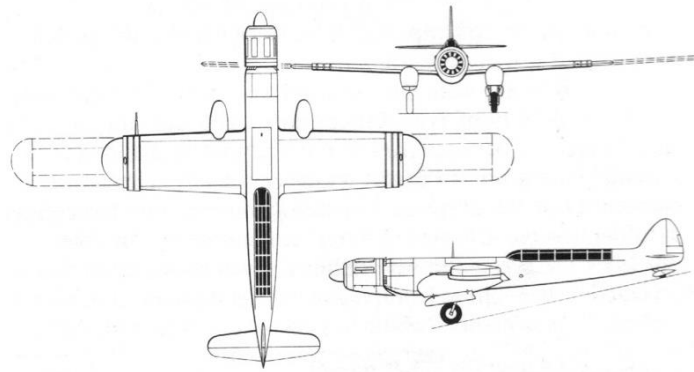


Figura 1.3 - Esquema representativo da aeronave MAK-123 ^[15]

Na procura de atingir uma grande eficiência a baixa velocidade, neste caso para voo térmico e a velocidades superiores para voo de cruzeiro, surge pela primeira vez, em 1975, um planador capaz de variar a sua envergadura em voo, o Akaflieg Stuttgart FS-29. A asa deste planador era composta por uma secção central fixa e uma parte móvel externa que deslizava sobre esta. O mecanismo de atuação consistia numa manivela, acionada pelo piloto, que estava conectada a um parafuso sem-fim. Uma porca, solidária com a parte móvel, transformava o movimento de rotação em translação, efetuando-se assim a variação de envergadura. Numa configuração de asas retraídas a envergadura era de 13.3m, sendo a área correspondente igual a 8.56m². Para uma configuração de asas estendidas a envergadura alcançava os 19m, possuindo a asa uma área igual a 12.65m² ^[16].

Em 1997, é apresentada por parte da Gevers Aircraft Inc., um novo conceito de aeronave multifunção, referente ao tipo de missão que pode desempenhar, denominada Genesis. Esta aeronave possui características anfíbias que a permitem operar em qualquer tipo de pavimento. Estas características aliadas ao facto de também possuir uma versão com asa telescópica proporcionam uma grande versatilidade à aeronave. Esta asa é constituída por duas partes, uma parte central fixa e duas partes externas móveis que deslizam no seu interior através de um sistema onde as suas longarinas coincidem. A parte central é otimizada para velocidades elevadas, pelo que numa configuração de alta velocidade as partes móveis estão contidas na parte fixa. Por sua vez, as partes móveis dotadas com um perfil de alta sustentação, são estendidas quando baixas velocidades são pretendidas, ou seja, em situações como a descolagem e a aterragem. Quando as partes móveis estão recolhidas, ficando a aeronave com uma envergadura correspondente a 7.87 m, é possível atingir uma velocidade de cruzeiro acima dos 450km/h ao invés dos 100km/h de velocidade de perda quando a aeronave se apresenta numa configuração de máxima envergadura, ou seja, 15.24 m de envergadura ^[17].

Arrison et al ^[18], modificaram um aeromodelo adquirido em kit, de modo a que este acomodasse uma asa telescópica. Após diversos critérios de seleção, o aeromodelo escolhido foi uma asa voadora, Delta Vortex RC, que após incluir a asa telescópica foi rebatizada de BetaMax. Na figura 1.4 é possível visualizar a versão original e a versão modificada deste

aeromodelo. O mecanismo de atuação desta asa consiste num pinhão acoplado a um servomotor, e duas cremalheiras onde cada uma delas está conectada a cada uma das asas. Este sistema era capaz de aumentar a sua envergadura original de 1.105m para 1.359m. Os dados recolhidos dos testes de voo não foram conclusivos pois não foram efetuadas o mesmo tipo de manobras para a versão original e a versão modificada, pelo que para esta última é previsto um aumento no alcance em cerca de 19%.



Figura 1.4 - Aeromodelo Delta Vortex RC e versão modificada com asa telescópica, BetaMax^[18]

No âmbito do programa *Morphing Aircraft Structures*, financiado pela DARPA, foi desenvolvido pela Aerovisions Inc. um UAV *morphing* de ataque (*Unmanned Morphing Aerial Attack Vehicle* - UMAAV). Este veículo consistia em vários mecanismos deslizantes, que permitiam efetuar três configurações diferentes de envergadura demonstradas na figura 1.5.



Figura 1.5 - UMAAV, Unmanned Morphing Aerial Attack Vehicle, em três configurações distintas, sendo: a) configuração de *loiter*, b) configuração de cruzeiro, c) configuração de ataque^[19]

Uma primeira configuração com as asas completamente estendidas (Figura 1.5-a)) é utilizada em longos períodos de *loiter*. Uma segunda configuração intermédia (Figura 1.5-b)) permite efetuar um cruzeiro rápido sendo a última configuração (Figura 1.5-c)) utilizada para ataques a grande velocidade^[19].

Blondeau^[20] projetou e construiu um protótipo de uma asa telescópica acionada através de atuadores pneumáticos, que permite uma mudança na razão de aspeto ao mesmo tempo que suporta as cargas aerodinâmicas a que a asa está sujeita. Neste caso, a fim de reduzir o peso, a longarina convencional foi substituída por uma longarina telescópica dividida em três secções. Estas secções são atuadas através de um diferencial de pressão e o

revestimento da asa consiste numa casca em fibra de vidro, como pode ser observado na figura 1.6.

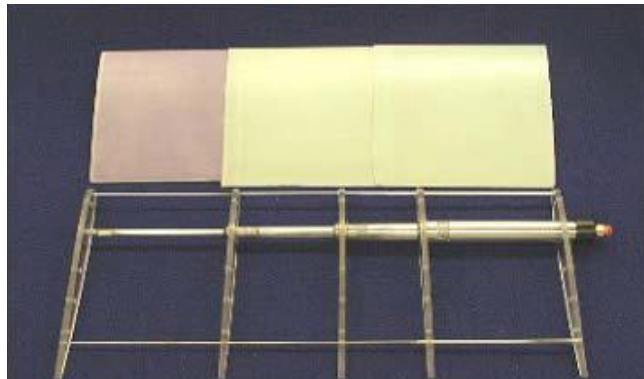


Figura 1.6 - Protótipo da asa telescópica pneumática^[20]

Após ensaios em túnel de vento, verificou que para a configuração de menor envergadura (17.78 cm), a máxima eficiência superava em 15%, a eficiência de uma asa fixa com as mesmas dimensões. Tal acontecimento foi explicado com um menor arrasto de fricção e com uma maior flexibilidade por parte da asa telescópica, que tende a mudar as características do escoamento, aumentando assim o ângulo de ataque na ponta. Para a configuração de maior envergadura (38.2 cm), esta asa alcançou eficiências aerodinâmicas entre 9 e 10, cerca de 25% menor que a asa rígida equivalente.

No decorrer dos ensaios o autor constatou que a asa telescópica tinha uma baixa rigidez à torção, onde a ponta chegava a deformar até 5 graus, o que acabou por explicar os resultados obtidos.

No seguimento deste trabalho, Blondeau e Pines ^[21], desenvolveram um novo protótipo de uma asa telescópica pneumática. Desta vez, os problemas devido à falta de rigidez à torção foram colmatados com o uso de duas longarinas pneumáticas ao invés de apenas uma. Este novo protótipo sofria uma alteração de 230% na razão de aspeto e a folga entre as cascas foi reduzida, diminuindo dessa forma o arrasto parasita. Na configuração de envergadura máxima, a asa telescópica comportou-se de forma análoga à asa fixa que serviu de comparação, atingindo assim uma máxima eficiência aerodinâmica de cerca de 16.

Bae et al ^[22], investigaram as características aerodinâmicas de uma asa *morphing* com envergadura variável de um míssil, efetuando também uma análise aeroelástica. Com esta asa, o arrasto total diminuiu aproximadamente 25% e o alcance aumentou cerca de 30% quando comparado com uma asa fixa convencional. Através da análise aeroelástica, verificaram que o momento fletor aumentava à medida que a envergadura aumentava, ou seja, para uma dada condição de voo, a deformação devido às cargas aerodinâmicas era sempre maior na asa com envergadura variável. Sendo assim, concluíram que as asas telescópicas terão de possuir uma maior rigidez à flexão em relação às suas equivalentes convencionais.

Também inserido num programa financiado pela DARPA, surge do projeto ALICE um UAV desenvolvido pela secção de pesquisa de veículos da AFRL, que tem por objetivo servir como alvo aéreo. Este UAV é lançado em voo através de uma outra aeronave, onde no momento do lançamento possui as suas asas totalmente retraídas, sendo esta a configuração de lançamento. De seguida, as asas são estendidas até uma fração da envergadura total de modo a que o UAV entre em voo de cruzeiro. Posteriormente existe uma terceira fase de *loiter*, onde as asas são estendidas até à sua dimensão máxima ^[23].

Vocke et al ^[24] exploraram o desenvolvimento de uma estrutura *morphing* contínua, capaz de aumentar a eficiência em diversos regimes de voo. Para tal, desenvolveram uma casca que consiste num compósito de matriz elastomérica juntamente com uma subestrutura *honeycomb* com coeficiente de Poisson nulo. A união da estrutura à casca foi alcançada através do uso de um adesivo industrial de silicone capaz de suportar uma tensão de corte de 41.4kPa. O protótipo que desenvolveram era capaz de aumentar a sua envergadura em 100%, permanecendo com uma corda constante durante a atuação. Foram conduzidos diversos testes em túnel de vento onde várias velocidades, ângulos de ataque e envergaduras foram testadas. Durante o decorrer dos ensaios analisaram, através do processamento de imagens, a máxima deformação fora do plano da asa. Essa deformação, que como expectável ocorreu entre nervuras, foi de 0.5mm. Este resultado, foi suficiente para concluir que foi mantida uma superfície aerodinamicamente viável, durante as condições de teste. Na figura 1.7 é possível observar a estrutura *honeycomb* assim como o protótipo final.

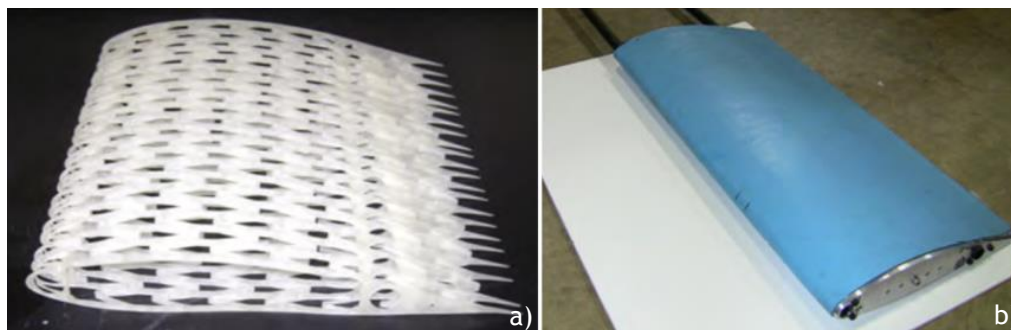


Figura 1.7 - Ilustração da estrutura *morphing* contínua, sendo: a) estrutura interna em *honeycomb*, b) protótipo final^[24]

Ajaj et al ^[25], realizaram uma comparação entre o uso de ailerons e a extensão assimétrica de uma asa telescópica para controlo de rolamento do UAV Herti da BAE systems.

Após simulações aerodinâmicas, constataram que a máxima extensão necessária para garantir o mesmo momento criado pela deflexão de 10 graus nos ailerons, era de 36,4% da semi-envergadura. Verificaram que a variação do coeficiente de momento de rolamento com a extensão da envergadura apresentava uma forma parabólica. Outra conclusão a que chegaram, é que para a asa telescópica quanto maior a carga alar, maior é a sensibilidade ao rolamento, isto é, menor é a extensão da semi-envergadura necessária para garantir o mesmo momento de rolamento. Por sua vez para uma mesma variação assimétrica de envergadura,

um aumento no ângulo de ataque, provoca um aumento no coeficiente de momento de rolamento.

Mais recentemente, Michael Stern e Eli Cohen ^[26], ambos investigadores no laboratório do MIT em Lincoln, desenvolveram um *Additive Unmanned Aerial Vehicle* (AUAV) com o propósito de recolher dados meteorológicos. Este UAV tem a particularidade de ter sido utilizado um processo de fabricação aditiva ou impressão 3D, na sua totalidade. A sua asa é composta por uma parte central fixa, e duas partes móveis em cada ponta de asa, que deslizam no seu interior através de um sistema de pinhão e cremalheira atuado por um motor DC. Numa configuração de asa totalmente estendida, a envergadura mede 2.032m com uma área equivalente de 0.325m², ao invés dos 1.422m de envergadura e 0.236m² de área que possui numa configuração de asa recolhida. Na figura 1.8 é possível observar o protótipo desenvolvido durante um voo.



Figura 1.8 - AUAV (*Additive Unmanned Aerial Vehicle*) em ensaio de voo^[26]

1.4. Estrutura da dissertação

Este trabalho está dividido em seis capítulos sendo o primeiro a introdução, onde foram definidos os objetivos deste trabalho assim como expostas diversas investigações desenvolvidas em torno das tecnologias *morphing*. Nesta revisão, foi dada uma maior ênfase à variação de envergadura, visto ser o tipo de *morphing* sobre o qual este trabalho se debruça.

O segundo capítulo aborda o sistema da asa telescópica onde é descrita a evolução desta asa desde uma fase conceptual até ao protótipo atual. São ainda descritas todas as características e mecanismos presentes nesta asa, assim como a plataforma utilizada para o ensaio das mesmas, o UAV Olharapo.

No capítulo três, são apresentados os vários sistemas de voo que foram incorporados no UAV em questão, assim como também é exposta a fabricação/implementação da estação de controlo de solo (*Ground Control Station* - GCS). É também referida a importância da utilização destes sistemas para a aquisição dos dados de voo.

Os ensaios de voo assim como a recolha e processamento de dados estão contemplados no quarto capítulo, onde são explicados todos os procedimentos considerados tendo por base a determinação da eficiência aerodinâmica.

No quinto capítulo são apresentados e discutidos todos resultados obtidos para ambas as asas.

Por último, no sexto capítulo, são apresentadas as conclusões extraídas deste trabalho, assim como algumas sugestões para trabalhos vindouros.

Capítulo 2

2. Sistema da asa telescópica

2.1. Evolução da asa telescópica

O desenvolvimento da asa telescópica foi um processo continuado resultante de diversos estudos efetuados por professores e alunos do departamento de ciências aeroespaciais (DCA) da Universidade da Beira Interior. Esta asa tem como plataforma de ensaios o UAV Olharapo, também ele desenvolvido no mesmo contexto.

Num primeiro estudo, Mestrinho et al ^[27,28,29], trabalharam no projeto de otimização de uma asa *morphing* com variação de envergadura que seria incorporada no UAV Olharapo para operar num regime de velocidades de 11 m/s a 40 m/s. Para tal, utilizaram uma ferramenta de otimização aerodinâmica desenvolvida por Gamboa ^[30]. Os resultados desta otimização demonstraram que a asa de envergadura variável, que utilizava um perfil SG 6042 modificado, é mais eficiente para velocidades superiores a 25m/s quando comparada com a asa convencional fixa já existente. Para velocidades de 30m/s, 40m/s e 50m/s, foi prevista uma redução no arrasto em cerca de 20%, 33% e 40%, respetivamente. Foi também analisada, a taxa de rolamento utilizando a extensão assimétrica de envergadura. Desta análise, concluíram que a asa telescópica possuía autoridade suficiente para executar manobras de rolamento, onde a taxa de rolamento diminuía com o incremento da velocidade. Um protótipo chegou a ser construído, onde foram realizados diversos testes de bancada, nomeadamente a nível estrutural e a nível da atuação do mecanismo. Verificaram que este possuía uma baixa rigidez à torção e que o atuador utilizado não tinha um torque suficiente para atuar a asa telescópica, tornando os ciclos de atuação muito lentos.

Com o intuito de melhorar o protótipo desenvolvido, Felício et al ^[31,32] construíram um novo modelo onde todos os problemas com que se depararam anteriormente foram mitigados. Utilizaram melhores processos de fabrico na construção do protótipo e modificaram o sistema de atuação, onde incluíram uma cremalheira com uma secção maior, de modo a suportar sem qualquer deformação o esforço requerido, assim como utilizaram dois servos Hitec HS-805MG, que foram modificados para aumentar o seu curso. Este protótipo foi submetido a testes de atuação com cargas de 4g no solo, onde o tempo de atuação era de 3s. Tal resultado permitiu concluir que neste novo protótipo, o rolamento da aeronave podia ser efetuado através da extensão assimétrica das asas.

Santos et al ^[33] desenvolveram um modelo estrutural de elementos finitos no Ansys Mechanical APDL, com a finalidade de estudar o efeito da interface entre a parte central fixa e as partes móveis da asa telescópica. Este modelo foi validado com testes experimentais

efetuados na asa, onde verificaram uma concordância entre as deflexões obtidas através da simulação com o método dos elementos finitos (FEM) e os resultados experimentais. Foram também aplicadas condições de carregamento aerodinâmico estáticas para diferentes fatores de carga. Concluíram assim, que a estrutura da asa era apropriada para suportar as deformações e tensões resultantes destes carregamentos aerodinâmicos.

Gamboa et al ^[34] efetuaram um estudo aeroelástico à asa telescópica, focado particularmente na determinação da velocidade crítica de *flutter* devido aos efeitos da interface entre a parte fixa e as partes móveis da asa. Foi realizada uma análise modal no ANSYS Structural APDL com vista a obter os modos de vibração assim como as frequências naturais. Para a determinação da velocidade de *flutter* crítica, utilizaram a teoria potencial não permanente linearizada da secção aeroelástica típica em conjunto com a aproximação da teoria do elemento de asa. Os resultados deste estudo demonstraram que a asa telescópica é capaz de voar de forma segura dentro do envelope de voo definido, isto é, 11m/s a 40m/s, pois a velocidade crítica de *flutter* está muito acima da velocidade de voo máxima.

Mais recentemente, Miguel ^[35] no âmbito do seu projeto de dissertação de mestrado, preparou o UAV Olharapo para que o ensaio da asa de envergadura variável em voo fosse efetuado. Tal preparação passou por efetuar algumas alterações e adições a nível da asa, da fuselagem e da própria instrumentação da plataforma de testes. A nível da asa telescópica, foram adicionadas carenagens na interface com a fuselagem e uma tampa amovível que cobre o compartimento de atuação. O tabuleiro do sistema de atuação foi reforçado assim como foi concebido o sistema de fixação da asa à fuselagem. Em relação à plataforma de ensaios, houve necessidade de alterar a cauda original em V para uma cauda em H, que surgiu do facto de se pretender utilizar a cauda para controlo de rolamento, algo que não é viável com uma empenagem em V. A utilização da cauda para controlo de rolamento é uma medida preventiva para o caso de ocorrer alguma falha no mecanismo de atuação da asa telescópica. Devido às altas temperaturas registadas no motor, chegaram a abrir na fuselagem dois orifícios de ventilação, onde a sua localização foi determinada através de uma análise do coeficiente de pressões em torno da fuselagem.

De modo a poderem efetuar uma recolha de dados, incorporaram no UAV diversos sensores e o piloto automático ArduPilot Mega 1.0 (APM 1.0), funcionando este como plataforma de aquisição de dados. Estes dados eram depois enviados para a estação de solo, por intermédio de um par de modems Xbee®. Depois de efetuarem todas estas alterações, foram definidos procedimentos de teste de voo, assim como métodos de cálculo da razão de planeio.

Devido a condições meteorológicas adversas, apenas foram considerados três voos com a asa convencional dentro do período disponível para os ensaios. Os resultados que obtiveram, como seria expectável, foram sempre inferiores em termos de eficiência aerodinâmica, aos resultados numéricos obtidos por Mestrinho ^[27,28,29], pois para os resultados experimentais era tida em conta a totalidade da aeronave. Obtiveram assim uma máxima eficiência aerodinâmica de 8.24 para uma velocidade de 21.49m/s.

2.2. Descrição da plataforma de testes

A plataforma utilizada para ensaiar a asa telescópica, denominada Olharapo, como referido anteriormente, surgiu de uma série de trabalhos efetuados por alunos e docentes do Departamento de Ciências Aeroespaciais (DCA) da UBI. Numa primeira versão, apelidada de Olharapo 1V, os principais requisitos eram possuir uma autonomia de voo de uma hora, motorização elétrica, uma massa máxima à descolagem de 6kg, capacidade de videovigilância e ainda voar autonomamente. Esta versão possuía uma configuração de asa alta, trem triciclo, cauda em V e tinha a particularidade da hélice estar posicionada no início do cone de cauda, como demonstra a figura 2.1. A transmissão do motor à hélice era efetuada por um veio e um par de pinhões.



Figura 2.1 - Olharapo 1V estacionado na placa do antigo aeródromo da Covilhã

Esta versão foi apenas concebida para receber a asa convencional e possuía vários problemas inerentes à posição e à forma como era transmitida a potência para a hélice, assim como a nível da refrigeração e eficiência do motor.

Uma nova versão baseada na anterior, designada Olharapo 2V, foi desenvolvida com o intuito de servir como plataforma de teste para outras asas. O Olharapo 2V possui uma fuselagem mais larga que facilita a inclusão de novos sistemas como por exemplo um piloto automático e sistema de FPV. O sistema propulsivo difere da versão anterior na medida em que a hélice está posicionado no final do cone de cauda e a transmissão entre o hélice e motor, é efetuada através de um veio que atravessa o cone de cauda. A configuração empurra do sistema propulsivo é muito conveniente visto que a asa encontra-se numa posição onde o escoamento não é perturbado pela hélice, assim como esta não interfere no campo visual da câmara de FPV.

Da necessidade de controlar o UAV apenas com a cauda para os ensaios com a asa telescópica, surge uma nova versão, o Olharapo 2H. Esta versão é igual à versão Olharapo 2V, com a exceção de possuir uma cauda em H. Na seguinte figura (Figura 2.2) é possível observar esta última versão com a asa convencional e com a asa telescópica instaladas.

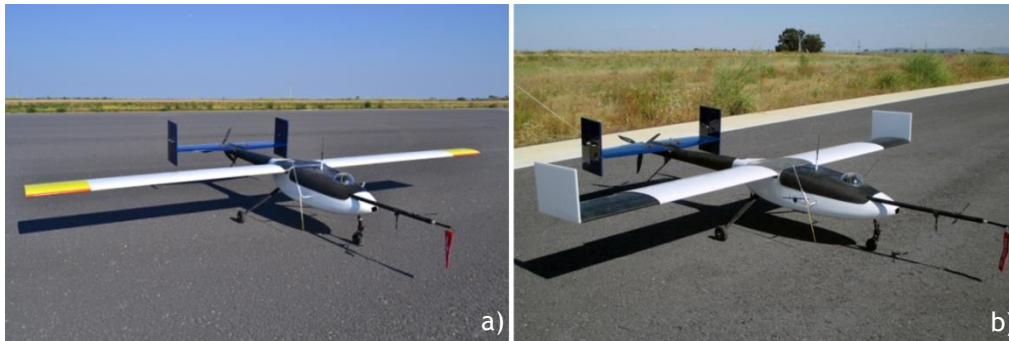


Figura 2.2 - UAV Olharapo 2H equipado com: a) asa convencional, b) asa telescópica

2.3. Descrição da asa telescópica

A asa telescópica é uma asa retangular composta por uma asa central fixa (*Inner Fixed Wing - IFW*) em estrutura monocoque, que permite o deslizamento de uma asa móvel externa (*Outer Moving Wing - OMW*) no seu interior. Como já referido, os perfis destas asas resultam de uma otimização baseada no perfil SG6042, levada a cabo por Gamboa et al ^[36].

O sistema de atuação consiste numa cremalheira ligada à OMW, que é movimentada no interior da IFW, através de um pinhão acoplado a um servo Hitec HS-805MG modificado. Os servos por sua vez estão acomodados no compartimento de atuação.

A envergadura máxima desta asa é igual à da asa convencional, isto é 2.5m. Numa configuração de máxima envergadura, onde a OMW está completamente estendida, existe uma sobreposição de 0.1 m entre a OMW e a IFW que permite a existência de uma transferência de esforços da OMW para a IFW. A tabela 2.1 apresenta todas as características geométricas da asa telescópica, estando as dimensões principais devidamente assinaladas na figura 2.3.

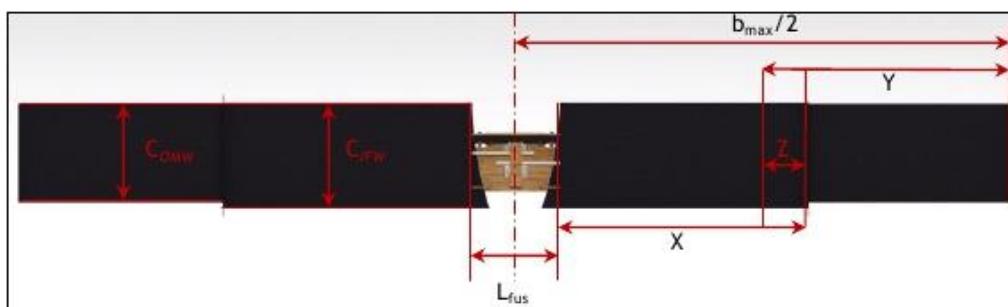


Figura 2.3 - Esquema em CAD com as principais dimensões da asa telescópica^[35]

Tabela 2.1 - Principais dimensões da asa telescópica

Parâmetro	Descrição	Dimensão (m)
C_{OMW}	Corda da OMW	0.245
C_{IFW}	Corda da IFW	0.265
L_{fus}	Largura da fuselagem	0.220
$b_{max}/2$	Semi-envergadura máxima	1.250
X	Envergadura da IFW	0.600
Y	Envergadura da OMW	0.625
Z	Sobreposição mínima entre a OMW e IFW	0.100

2.4. Alterações efetuadas no *feedback* dos atuadores

Os atuadores utilizados no sistema de atuação da asa telescópica são dois servos Hitec HS-805MG que foram modificados de forma a aumentar o seu curso. Para o efeito, Felício ^[31], construiu uma caixa redutora que transformava os 1672.6° necessários para atuar a OMW, em 110° que era o limite máximo do potenciômetro original. A caixa redutora, apesar de conseguir aumentar o curso dos servos, possuía muitos componentes que aumentavam a probabilidade de falha e fez com que o servo perdesse resolução.

De forma a tornar o sistema de *feedback* menos complexo e com maior resolução, o potenciômetro original foi substituído por outro equivalente de 10 voltas (3600°), diretamente acoplado à cremalheira através de um pinhão. O pinhão foi desenhado numa ferramenta de criação de engrenagens do *software* de CAD Solidworks sendo posteriormente maquinado numa fresadora CNC. Este possui 19 dentes e um diâmetro da circunferência primitiva¹ igual a 18.14 mm. Na figura 2.4, é possível visualizar o compartimento de atuação onde as modificações já se encontram incorporadas.

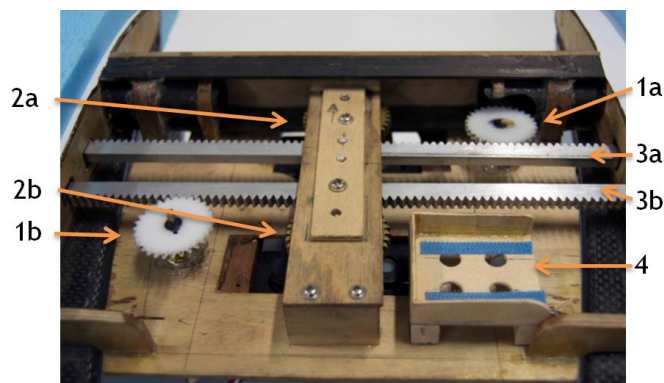


Figura 2.4 - Compartimento de atuação da asa telescópica, onde o índice a refere-se à asa esquerda e o índice b à asa direita, sendo: 1) Potenciômetros de feedback, 2) Servo atuadores, 3) Cremalheiras, 4) Compartimento do GPS

¹ Circunferência definida pelos pontos de contacto entre engrenagens

Capítulo 3

3. Sistemas de voo

Para que se processe a recolha dos dados necessários, tendo em vista a caracterização das duas asas no UAV Olharapo, foram incorporados um sistema de *First Person View* (FPV), um sistema de radio controlo (RC) de longo alcance e um piloto automático. O sistema RC de longo alcance e de FPV desempenham um papel fulcral na recolha de dados, pois permitem que se executem longos voos planados e estabilizados, eliminando assim quaisquer limitações impostas pelo voo em linha de vista. Por sua vez, o piloto automático é utilizado como plataforma de aquisição de dados.

3.1. Sistema de *First Person View* (FPV)

Como referido anteriormente, o sistema de FPV permite que se realizem longos voos planados fora do alcance de vista do piloto, algo que é muito útil para a aquisição de dados, pois permite que o piloto tenha no solo uma visão em tempo real tal como se o próprio estivesse no seu interior a pilotá-lo.

Este sistema pode ser dividido, em função da sua localização em duas partes: componentes da estação de controlo de solo (GCS) e componentes a bordo do UAV.

3.1.1. Componentes da estação de controlo de solo (GCS)

A GCS é composta por vários componentes que foram incorporados numa pequena mala de transporte, de modo a que a sua montagem seja simples e rápida. Na seguinte lista, estão descritos os componentes utilizados assim como as suas principais características e funcionalidades:

- **Immersion RC EzPowerBox:**

Este componente é utilizado como unidade de distribuição de energia e do sinal de vídeo proveniente do UAV. Em termos de distribuição de energia, esta unidade possui quatro saídas reguladas que estão ligadas às alimentações dos restantes componentes utilizados na GCS. Por sua vez, esta unidade possui duas entradas no qual estão conectadas duas baterias LiPo 11.1V 8000mAh tornando assim a alimentação deste sistema redundante. Do ponto de vista da distribuição do sinal de vídeo, esta unidade possui uma entrada de vídeo que é

amplificada para as quatro saídas de modo a que todas estas possuam um bom sinal de vídeo, igual ao de entrada.

- **Controlador de diversidade de vídeo, Oracle:**

Este controlador de diversidade de vídeo, compara dois sinais de entrada e decide qual destes possui uma melhor qualidade de vídeo, passando esse sinal para a saída do mesmo. Isto permite utilizar dois recetores de vídeo com diferentes antenas acopladas, onde numa determinada condição, uma antena pode ter um melhor desempenho que a outra, ficando o sinal proveniente do recetor equipado com esta última antena, o sinal de saída do controlador. Este controlador é alimentado por uma das saídas de alimentação da EzPowerBox.

- **Conjunto recetores de vídeo/antenas:**

De forma a receber o sinal de vídeo emitido pelo UAV, são utilizados em simultâneo dois recetores de vídeo analógicos com uma frequência de receção de 1.3GHz. A um dos recetores, está colocada uma antena helicoidal de 11dBi que opera uma gama de frequências de 910MHz a 1680MHz e tem um ângulo de receção de 60°. Esta antena é ideal para quando o UAV se encontra afastado do ponto de receção, contudo devido ao facto de possuir um baixo ângulo de receção, seria impraticável o uso desta antena para distâncias mais próximas. Isto implicaria um constante ajuste da posição da antena para que esta captasse o sinal de vídeo.

Para uma boa receção do sinal de vídeo a curtas distâncias, é utilizada uma antena omnidirecional *Skew Planar Wheel*, que opera em frequências entre 1200MHz a 1360 MHz. Devido ao seu padrão de radiação, no qual a antena irradia uniformemente em todas as direcções, esta antena não requer qualquer tipo de ajuste na sua posição, porém o seu alcance é menor que a antena mencionada anteriormente.

Ambos os recetores são alimentados pelas saídas da EzPowerBox e os sinais de vídeo recebidos são injetados no controlador de diversidade de vídeo que seleciona, automaticamente, o sinal que apresenta uma melhor qualidade para, posteriormente, passá-lo à entrada da unidade de distribuição de vídeo.

- **Monitor LCD de 12.1”:**

De modo a mostrar a imagem de vídeo adquirido em tempo real, é utilizado um monitor LCD de 12.1” com alto brilho, possibilitando uma melhor visualização do monitor, mesmo quando a luz solar incide diretamente sobre este. Outra característica muito importante deste monitor é o facto de não possuir *bluescreen*, ou seja, se houver uma degradação do sinal de vídeo, o ecrã não passa para a tela azul tornando assim possível a visualização da imagem recebida embora com muito ruído associado. Importa somente referir que a entrada de vídeo no monitor é proveniente de uma das saídas da unidade de distribuição de vídeo.

- **Gravador digital de vídeo (DVR):**

O gravador digital de vídeo é utilizado para gravar os vídeos dos voos efetuados num cartão de memória para que posteriormente possam ser analisados num computador. Este gravador possui ainda um pequeno LCD a partir do qual é possível efetuar a sua configuração e ainda reproduzir ou ver em tempo real os vídeos que estão a ser gravados.

Na figura 3.1 é possível visualizar a GCS onde se encontram todos os componentes, exceto os recetores e antenas que estão montados em tripés distintos. A maioria dos componentes encontra-se protegida por um compartimento de contraplacado que foi desenhado no *software* CATIA V5R20 e posteriormente cortado numa máquina de corte por laser.



Figura 3.1 - Ilustração da estação de controlo de solo (GCS)

3.1.2. Componentes a bordo do UAV

Os componentes do sistema de FPV incorporados no UAV são uma câmara de vídeo, montada numa estrutura que permite efetuar os movimentos de rotação em torno do eixo transversal (*Tilt*) e vertical (*Pan*), um OnScreen Display (OSD), um microfone e um emissor de vídeo. A seguinte lista, contém todos os pormenores relativos às características destes componentes e à sua implementação no UAV:

- **Câmara de FPV:**

A câmara que é utilizada para captar a imagem de FPV é uma Pixim Seawolf com 690 TVL, onde se encontra instalada uma lente de 3.6mm que permite ter um campo de visão com uma amplitude de 60°. A escolha desta câmara teve em conta vários critérios como fiabilidade, qualidade de imagem, custo, tamanho e peso. Na figura 3.2 é possível observar a câmara de FPV utilizada protegida por uma semiesfera de plástico especialmente concebida para minimizar os reflexos no seu interior.

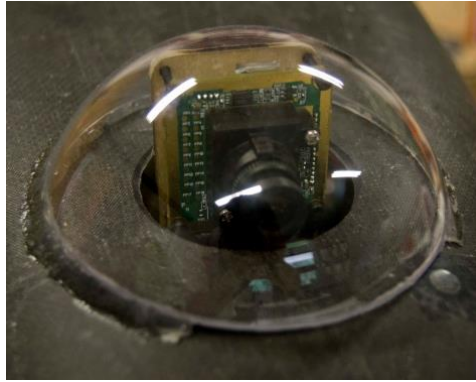


Figura 3.2 - Câmera de FPV instalada na tampa da fuselagem

- **Estrutura para a câmara de FPV:**

De modo a que seja possível observar em redor do UAV foi construída uma estrutura *Pantilt* em contraplacado que permite rodar a câmara em duas direções distintas. Esta estrutura foi projetada e desenhada no *software* CATIA V5R20 onde posteriormente foi cortada numa máquina de corte por laser. A sua montagem foi efetuada na tampa do avião, pois esta é a localização que é mais natural para o piloto visto transmitir a sensação de estar no cockpit de uma aeronave. A rotação da câmara é garantida por dois micro-servos que são controlados pelo piloto através do seu comando. Na figura 3.3 é possível visualizar a estrutura desenvolvida assim como a câmara de FPV nesta instalada.

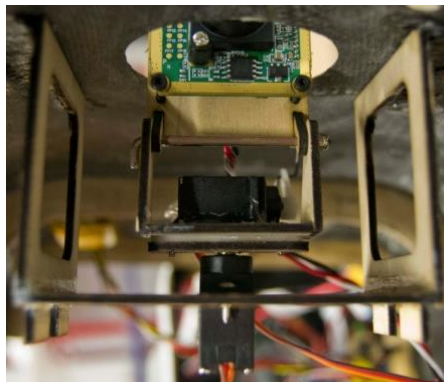


Figura 3.3 - Estrutura Pantilt da câmara de FPV

- **OnScreen Display (OSD):**

Este equipamento é responsável por sobrepor toda a informação de voo relevante para a pilotagem no sinal de vídeo da câmara de FPV. Toda esta informação é proveniente do controlador de voo e pode ser totalmente configurada, utilizando para isso o *software* ArduCam OSD. Na figura 3.4 está representada a imagem recebida na GCS através da qual o piloto controla o UAV. Nesta imagem encontra-se assinalada com números toda a informação essencial para a pilotagem, estando a respetiva descrição presente na legenda.



Figura 3.4 - Imagem recebida na GCS, que apresenta a seguinte informação: 1) Percentagem restante de bateria, 2) Tensão da bateria, 3) Corrente do motor, 4) Velocidade em relação ao ar, 5) Velocidade em relação ao solo, 6) Velocidade vertical, 7) Número de satélites bloqueados, 8) Distância prevista de planeio, 9) Latitude, 10) Longitude, 11) Ângulo de rolamento, 12) Seta indicadora da posição de partida, 13) Compasso, 14) Distância total percorrida, 15) Altitude relativa ao nível do mar, 16) Tempo de voo, 17) Percentagem de força do sinal RC recebido, 18) Altitude em relação ao ponto de partida, 19) Distância ao ponto de partida, 20) Ângulo de arfagem, 21) Intensidade e direção do vento, 22) Ângulo do rumo

- **Conjunto Emissor de vídeo/antena:**

O emissor de vídeo utilizado é um emissor analógico que tem uma frequência de emissão de 1.3 GHz. Para além de emitir o sinal de vídeo resultante da sobreposição de informação feita pelo OSD, também emite o sinal de som captado por um microfone externo. Este sistema está posicionado na parte posterior e inferior da fuselagem e tem acoplado uma antena omnidirecional, *Skew Planar Wheel*, que se encontra colocada no exterior da fuselagem de forma a garantir uma boa emissão de sinal.

3.2. Sistema de rádio controlo (RC) de longo alcance

Um sistema de rádio controlo de longo alcance foi incluído para que, como referido anteriormente, sejam possível efetuar longos voos planeados sem que o sinal de rádio controlo seja comprometido devido às grandes distâncias entre o emissor e recetor. Este sistema é composto por um emissor, um recetor e um rádio que é utilizado pelo piloto para controlar o UAV.

O sistema recetor/emissor utilizado é um Thomas Scherrer Long Range System (TSLRS) que opera na banda UHF entre os 433MHz e 440MHz. O emissor de longo alcance permite a seleção da potência irradiada em três níveis (baixa, média e alta) através de um interruptor de três posições, sendo a máxima potência irradiada igual a 2W. Este emissor, possui uma entrada PPM, onde é injetado o sinal gerado pelo rádio. A alimentação do emissor é efetuada através de uma bateria LiPo de 11.1V e 3300mAh que possui capacidade suficiente para um dia completo de voos.

O recetor de longo alcance possui 12 canais de saída e uma saída PPM que contém a informação modulada de todos estes canais. Esta saída PPM é diretamente ligada ao piloto automático, contudo, devido a uma limitação do número de canais aceites pelo piloto automático, alguns servos, como por exemplo os servos da estrutura *Pantilt*, da roda do trem do nariz e da asa telescópica, são diretamente conectados às saídas do recetor. Este possui ainda uma saída *Receiver Signal Strength Indicator* (RSSI), que está ligada ao piloto automático e dá a informação da intensidade do sinal recebido.

O rádio utilizado para controlar o UAV é o modelo Royal EVO 9 da marca Multiplex. Este rádio possui 9 canais e é muito flexível na sua programação pelo que é um bom rádio para utilizar em aplicações mais específicas como é o caso da asa telescópica. Este rádio é alimentado por uma bateria interna e possui uma saída PPM, que é diretamente ligada ao emissor de longo alcance. Na figura 3.5 é possível visualizar todo o sistema de radio controlo de longo alcance.

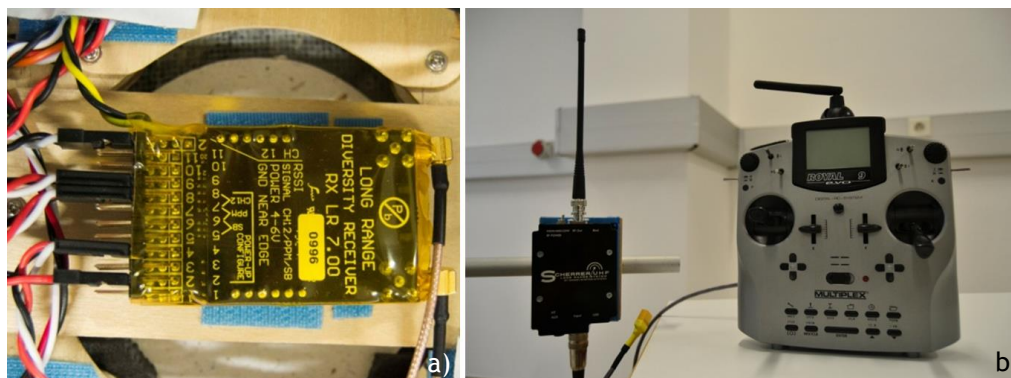


Figura 3.5 - Sistema RC de longo alcance, sendo: a) Recetor de longo alcance, b) Conjunto Rádio e emissor de longo alcance

3.3. Sistema de piloto automático

Numa fase inicial, o UAV Olharapo foi dotado com o piloto automático Ardupilot-Mega 2.5 (APM 2.5), idêntico ao exibido na figura 3.6. Este é um controlador de voo *open source* baseado na plataforma Arduino Mega que pode ser controlado e configurado através do software APM Mission Planner. Este sistema transforma qualquer tipo de veículo num veículo totalmente autónomo capaz de executar missões pré-programadas utilizando para isso

waypoints definidos pelo utilizador. A instalação de um piloto automático não tem em vista fazer uso das suas capacidades em executar missões automáticas, mas sim o uso deste controlador como plataforma de aquisição de dados, dados esses que serão depois enviados para a estação de telemetria de solo.



Figura 3.6 - Piloto automático APM 2.5^[37]

Este piloto automático possui diversos sensores internos, tais como giroscópios nos três eixos, acelerómetros nos três eixos, um magnetómetro, um barómetro e um sistema GPS. Estes sensores permitem determinar a posição do veículo através de coordenadas GPS, a sua altitude barométrica, a sua orientação, a sua atitude assim como as taxas de rotação e acelerações nos três eixos. A APM 2.5 também inclui, embora externamente, um sensor de tensão e corrente incorporado no *PowerModule* que, por sua vez, alimenta o motor e o próprio controlador.

Para além destes sensores já incluídos no piloto automático, foram adicionados outros sensores externos tais como uma sonda AlphaBeta que permite determinar o ângulo de ataque (α) e o ângulo de derrapagem (β), um sensor de pressão diferencial a partir do qual é determinada a velocidade de voo e por fim um sensor ótico de regime do motor.

Numa análise aos valores obtidos pelos sensores adicionados verificou-se que estes se apresentavam com um ruído significativo. Tal facto ficou a dever-se ao mau condicionamento de sinal efetuado pelo piloto automático APM 2.5. Para além deste ruído injetado pelo controlador, o sensor analógico de pressão diferencial apresentava um erro típico de 2.5% da sua escala de leitura máxima que correspondia a 17.238Pa. Isto implicava um erro muito grande na velocidade onde, por exemplo, para uma velocidade de 15m/s, estaria associado um erro de 0.91m/s. Um erro desta magnitude na velocidade não seria admissível pois este acabaria por propagar-se ao longo dos cálculos efetuados, provocando assim resultados finais com um grande erro associado. A solução encontrada para resolver estes problemas passou por substituir a APM 2.5 por um controlador de voo mais evoluído, o Pixhawk.

3.3.1. Características do piloto automático, Pixhawk

O Pixhawk é um sistema de piloto automático baseado no projeto open-hardware PX4. Este sistema alberga uma nova tecnologia a nível de processador e sensores da ST Microelectronics®, assim como utiliza um sistema operativo em tempo real (RTOS) que proporciona um desempenho, flexibilidade e fiabilidade excelentes para o controlo de um veículo autónomo. Este sistema utiliza um processador de 32bit ARM Cortex M4 e a nível de sensores possui um barómetro, um módulo ST Micro L3GD20 que inclui giroscópios de 3 eixos, um módulo ST Micro LSM303D que incorpora acelerómetros e magnetómetros nos 3 eixos e um módulo redundante, Invensense MPU 6000, também com acelerómetros e giroscópios nos três eixos^[38]. Na figura 3.7 é possível visualizar todas as interfaces do piloto automático Pixhawk assinaladas, excetuando a entrada micro USB que é utilizada para configurar o piloto automático através de um computador.

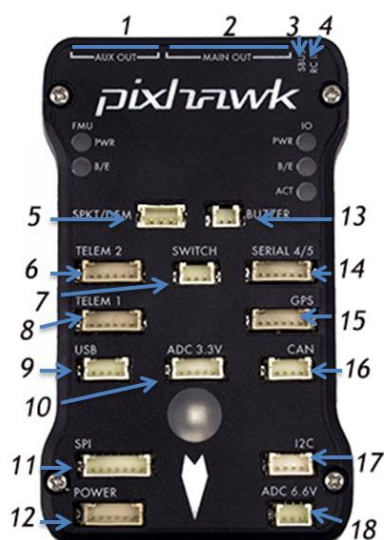


Figura 3.7 - Interfaces do piloto automático Pixhawk: 1) 6 saídas auxiliares, 2) 8 saídas principais, 3) Saída S.Bus (Futaba), 4) Entrada PPM, 5) Entrada DSM (Spektrum), 6) Porta de telemetria 2, 7) Ligação para interruptor que arma/desarma o piloto automático, 8) Porta de telemetria 1, 9) Porta USB, 10) Entrada com ADC 3.3V, 11) SPI bus, 12) Ligação do Powermodule, 13) Ligação do buzzer de aviso, 14) Porta série, 15) Entrada para o módulo de GPS, 16) Porta CAN, 17) Entrada I2C, 18) Entrada com ADC 6.6V ^[38]

Este controlador pode armazenar a informação de voo adquirida utilizando, para tal, duas maneiras distintas. Tal como na APM 2.5, através de *transceivers*, pode enviar a telemetria que contém todos os dados de voo para a estação de solo onde os dados são armazenados. Esta maneira de efetuar o armazenamento de dados não é a melhor pois, se houver uma quebra na comunicação entre o UAV e a estação de solo de telemetria, não haverá qualquer transmissão de dados e consequentemente armazenamento. Para tal, este controlador de voo possui uma entrada para um cartão de memória mini SD onde os dados de

cada voo são armazenados independentemente do estado da comunicação entre o UAV e a estação de solo de telemetria.

A descrição do sistema de piloto automático, à semelhança do sistema de FPV, é dividida em duas partes em função da sua localização. A primeira parte incide sobre a sua implementação no UAV onde são descritas todas as ligações efetuadas assim como os sensores externos adicionados. Na segunda parte, são mencionados os elementos que constituem a estação de solo de telemetria assim como o *software* utilizado para a monitorização dos voos.

3.3.2. Instalação do piloto automático no UAV

O piloto automático encontra-se instalado numa plataforma de contraplacado posicionada perto do centro de gravidade (CG) do UAV. Para que não exista uma transmissão direta das vibrações da estrutura para o controlador foi utilizada uma espuma que amortece as mesmas. Na figura 3.8 é possível observar o piloto automático instalado na plataforma de testes.

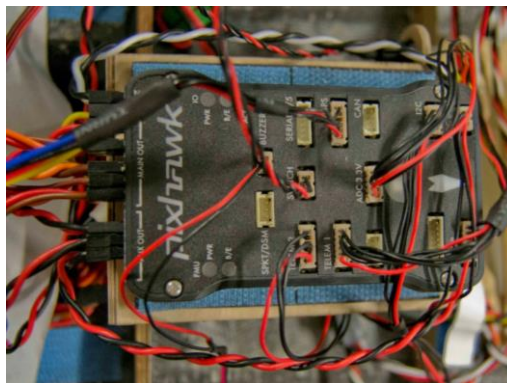


Figura 3.8 - Ilustração do piloto automático Pixhawk instalado no UAV

Utilizando a numeração apresentada na figura 3.7, como elemento auxiliar na descrição das ligações, encontram-se ligados, respetivamente nas portas 3 e 4, o RSSI e o *input* de PPM, ambos provenientes do recetor de longo alcance. Nas portas das saídas principais (número 2 da figura 3.7) encontram-se conectados todos os servos da cauda assim como os servos da asa quando se trata da asa convencional. Nas saídas auxiliares (número 1) encontram-se ligados um regulador de tensão que alimenta os servos, assim como duas baterias NiCd em paralelo, sendo estas apenas utilizadas numa eventual falha deste regulador, tornando assim a alimentação dos servos redundante. Num compartimento de contraplacado colocado na zona de união das asas encontra-se instalado um GPS 3DR uBlox LEA-6. Este, por sua vez, é conectado à porta de GPS indicada na figura com o número 15. Nas portas de telemetria 1 e 2 (números 8 e 6) estão conectados um *transceiver*, encarregue de encaminhar a informação de telemetria para a estação de solo assim como receber informação enviada por esta, e o OSD que, como referido anteriormente, sobrepõe esta

informação de telemetria no sinal de vídeo. O *transceiver* utilizado, que se encontra representado na figura 3.9, é um RM024 da Laird Technologies que opera numa frequência de 2.4GHz.



Figura 3.9 - *Transceiver* utilizado para comunicar com a estação de telemetria

Nas portas 7 e 13 encontram-se ligados, respetivamente, um interruptor de segurança que permite armar e desarmar o piloto automático e um *buzzer* que emite diversos tons de aviso.

Como referido, outros sensores externos como um sensor de RPM, uma sonda AlphaBeta e um sensor de pressão diferencial foram adicionados. O sensor ótico de RPM encontra-se fixado a um suporte junto ao motor e deteta a luminosidade emitida pela superfície do motor. De forma a medir corretamente as rotações do motor, é colada na superfície do mesmo uma tira com metade do seu comprimento de cor branca e outra metade de cor preta, tal como demonstrado na figura 3.10, estabelecendo assim patamares de luminosidade bem definidos. Tratando-se de um sensor analógico, este sensor encontra-se ligado à porta assinalada com o número 18.

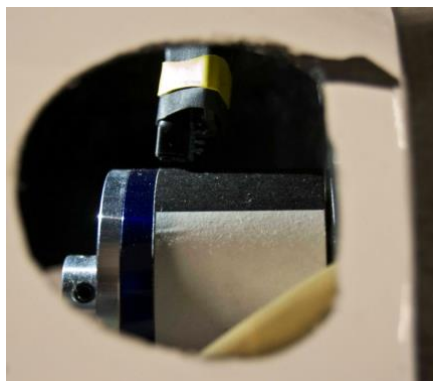


Figura 3.10 - Instalação do sensor de RPM

A sonda AlphaBeta é constituída por dois *encoders* magnéticos de baixo atrito aos quais pequenas asas, devidamente balanceadas, se encontram fixas. Estes *encoders* permitem determinar o ângulo de ataque (α) e de derrapagem (β) do UAV e estão ambos conectados à

porta ADC 3.3V, assinalada na figura 3.7 com o número 10. De forma a que a medição do ângulo destas asas fosse corretamente efetuada houve a necessidade de realizar a calibração das mesmas, usando para isso o *software* GetData Graph Digitizer. Este *software*, permite definir um sistema de eixos e retirar coordenadas de pontos através de uma simples fotografia.

Também incorporado na sonda AlphaBeta, encontra-se um tubo de pitot que por sua vez está ligado a um sensor digital de pressão diferencial. Este novo sensor utilizado, possui um erro de 0,25% da sua escala de leitura máxima, ou seja, um erro 10 vezes inferior ao obtido com o sensor analógico utilizado anteriormente com a APM 2.5. Este sensor encontra-se conectado à porta I2C, assinalada com o número 17. Na figura 3.11 é possível visualizar a sonda AlphaBeta, onde se encontram as asas que medem os ângulos de ataque e de derrapagem assim como o tubo de pitot através do qual é obtida a velocidade no extremo da sonda.



Figura 3.11- Sonda AlphaBeta

Por fim, encontra-se ligado à porta 12 o *PowerModule*, que não só possui um sensor de corrente e tensão como também alimenta o próprio piloto automático.

3.3.3. Estação de solo de telemetria

A estação de solo de telemetria tem duas funções principais, nomeadamente o armazenamento dos dados de voo e a monitorização dos mesmos. Para tal, esta estação é fisicamente composta por um computador portátil ao qual se encontra conectado um *transceiver* igual ao presente no interior do UAV, encontrando-se este equipado com uma antena *patch* de 2.4GHz.

Existem diversos *softwares* disponíveis que permitem efetuar a monitorização dos voos, contudo, apenas dois foram utilizados para o efeito. Sendo um *software* mais flexível, o MAVProxy é uma aplicação baseada numa consola com linha de comandos escrita totalmente em Python. Esta aplicação permite, por exemplo, traçar gráficos de qualquer variável em tempo real, funcionalidade esta que revelou ser muito útil numa fase inicial, pois permitia ter

acesso imediato aos dados adquiridos pelos sensores sem ter de esperar pelo pós-processamento da informação. Apesar de este programa ser muito versátil, acaba por se tornar muito complexo e pouco intuitivo.

O outro *software* utilizado, denominado APM Mission Planner, embora não seja tão flexível quanto o MAVProxy, acaba de uma forma geral por superá-lo, pois é mais intuitivo na configuração do piloto automático assim como possui uma melhor interface gráfica. Na figura 3.12 é possível observar a janela de informação de voo deste *software*, estando esta dividida em três partes diferentes: no canto direito da janela aparece um mapa que, através de uma interação com o GoogleEarth, permite identificar a posição do UAV em relação ao terreno; no canto superior esquerdo é possível observar um *head-up display* (HUD) virtual que apresenta toda a informação essencial do estado do veículo de uma forma gráfica simplificada; por fim, o canto inferior esquerdo serve não só para mostrar informações detalhadas de voo como também permite enviar comandos de controlo para o UAV, entre outras funções.

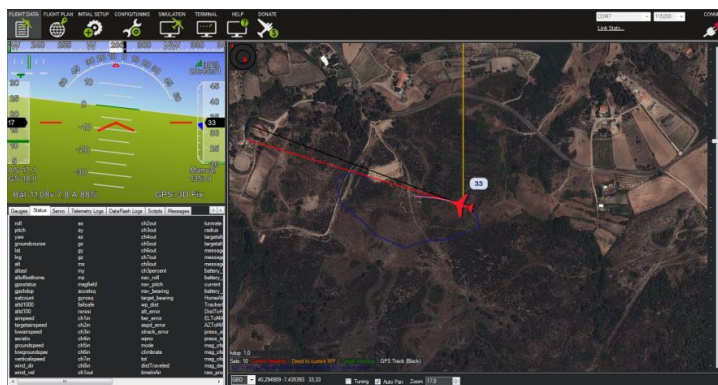


Figura 3.12 - Software APM: Mission Planner utilizado para monitorizar os voos

3.4. Alimentação dos sistemas no UAV

A plataforma de testes incorpora três tipos de baterias diferentes, onde duas delas são utilizadas permanentemente para alimentar os sistemas acima mencionados e uma outra é usada como medida preventiva para o caso de ocorrer uma eventual falha.

O piloto automático e o motor são alimentados por uma bateria SLS APL de 10000mAh que possui capacidade para cerca de 40 min de voo. Esta conecta-se ao *PowerModule*, que se encarrega de encaminhar a energia para o piloto automático e para o controlador do motor (*Electronic Speed Controller* - ESC).

A segunda bateria utilizada é uma Hyperion 3S de 5000mAh que permite alimentar os servos e o sistema de FPV. Esta bateria alimenta os servos através de um regulador de tensão com uma corrente máxima de 8A que está conectado ao *rail* do piloto automático onde se encontram os servos ligados. Quando o UAV se encontra equipado com a asa telescópica, é adicionalmente conectado a esta bateria um outro regulador de tensão para alimentar

exclusivamente os servos da asa. A alimentação dos servos que se encontram ligados diretamente ao recetor é também garantida por esta bateria através do uso de um regulador de tensão mais pequeno com 3A de corrente máxima.

Como já mencionado, para uma eventual falha do regulador de tensão que alimenta os servos, são utilizadas duas baterias NiCd em paralelo localizadas no nariz do UAV.

Na seguinte figura (figura 3.13) é possível visualizar as baterias utilizadas assim como todos os sistemas instalados a bordo do UAV.

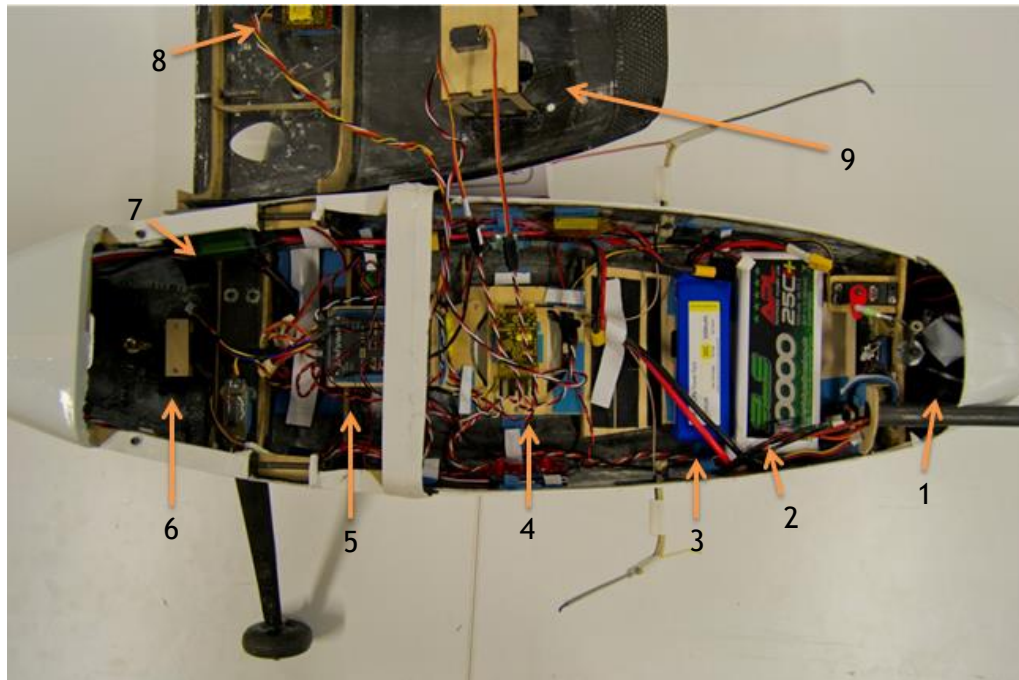


Figura 3.13 - Visão geral dos sistemas instalados no UAV, sendo: 1) Baterias NiCd secundárias, 2) Bateria LiPo 3s 10000mAh, 3) Bateria LiPo 3s 5000mAh, 4) Recetor de longo alcance, 5) Piloto automático Pixhawk, 6) Emissor de vídeo, 7) ESC do motor, 8) *transceiver*, 9) Câmara de FPV

Capítulo 4

4. Ensaio de Voo

O principal objetivo dos ensaios de voo é adquirir todos os dados experimentais que permitam caracterizar em termos de desempenho aerodinâmico a asa convencional e a asa telescópica. Para o efeito, esta aquisição é efetuada para uma gama de velocidades contidas no envelope de voo do UAV.

Neste capítulo, são descritos todos os testes realizados antes de incorporar estes sistemas no UAV Olharapo de modo a validar a integração dos mesmos, é exposta a mecânica do voo que permite obter uma relação entre os dados recolhidos e a eficiência aerodinâmica que se pretende determinar, são descritos os procedimentos efetuados durante os ensaios de voo e, por último, são expostos todos os cálculos efetuados para a determinação da eficiência aerodinâmica.

4.1. Validação da integração dos sistemas

A integração destes sistemas foi sujeita a validação no sentido de averiguar o comportamento dos mesmos no seu funcionamento em simultâneo. Para o efeito, foi utilizado o aeromodelo ARF Skywalker 1880 na versão com cauda em fibra de carbono. Este aeromodelo possui diversas características interessantes que o fazem uma escolha apropriada para o teste deste equipamento. Possui muito espaço no interior da fuselagem que facilita a integração dos sistemas, tem um comportamento estável no seu voo, possui a hélice atrás da câmara de FPV não obstruindo assim o campo de visão do piloto, pode ser lançado à mão e aterrar de barriga o que significa que é capaz de operar em zonas não preparadas e é construído em espuma EPO que é muito tolerante ao dano. Na figura 4.1 é possível visualizar o sistema completo utilizado para a validação.

Após diversos testes de voo realizados com este sistema, verificou-se que não havia qualquer tipo de interferência entre os sistemas e que todos funcionavam da forma pretendida podendo, assim, proceder-se à integração dos mesmos no UAV Olharapo.

Estes testes não só permitiram validar a integração dos sistemas, como também serviram para treino do piloto de modo a que este se sentisse confortável em pilotar através do sistema FPV.



Figura 4.1 - Sistema utilizado para validar a integração dos sistemas

4.2. Mecânica do voo

No sentido de determinar o desempenho aerodinâmico das duas asas, é necessário primeiro conhecer de que modo as forças que atuam no veículo influenciam a sua velocidade e atitude em relação ao tempo, ou seja, a mecânica do voo.

Para tal, é preciso efetuar uma análise a todas as variáveis em questão e identificar quais as conhecidas e quais aquelas que se pretendem determinar. As variáveis conhecidas são todas aquelas que são recolhidas pelos sensores introduzidos na aeronave, ou seja, a atitude, as acelerações lineares e angulares, a posição (latitude, longitude e altitude), a velocidade (em relação ao ar e ao solo), o ângulo de ataque (α) e o ângulo de derrapagem (β). Neste caso específico, a variável que se pretende determinar é a eficiência aerodinâmica ou razão de planeio. A mecânica do voo permite relacionar estas variáveis através de equações que resultam de um balanço de todas as forças envolvidas na aeronave.

De uma forma simples, não sendo conhecida a força propulsiva da aeronave, apenas pode ser considerada a condição de voo planado, onde esta força é nula. De seguida, são expostas algumas noções da mecânica do voo na condição de voo planado, e são obtidas as equações que permitem determinar a eficiência aerodinâmica.

4.2.1. Análise do Voo planado

Nesta condição de voo, existem três forças a atuar na aeronave, sendo elas a sustentação (L) que é perpendicular ao vento relativo, o peso (W) e a resistência ao avanço (D) que é paralela ao vento relativo. Esta condição assume que a aeronave se encontra num movimento retilíneo uniforme, ou seja, não existe qualquer variação na velocidade de voo ($dV/dt = 0$) e que aquela se encontra alinhada com o vento relativo ($\beta=0$). Na figura 4.2, encontra-se ilustrado um esquema no qual estão representadas as forças atuantes na aeronave.

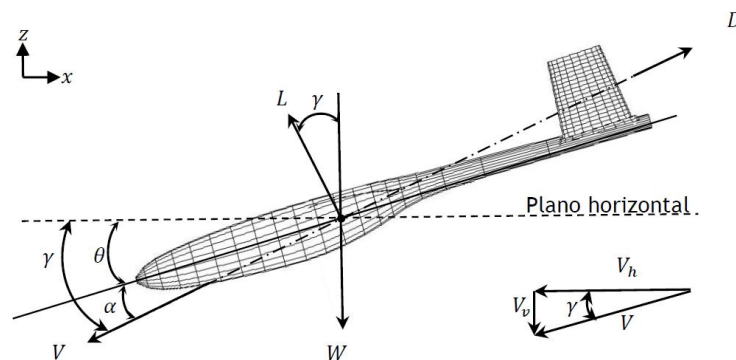


Figura 4.2 - Esquema representativo das forças que atuam na aeronave ^[35]

O ângulo de arfagem, representado pela letra θ , é o ângulo entre o eixo longitudinal da aeronave e o plano horizontal. O ângulo entre o vento relativo e o eixo longitudinal da aeronave é denominado de ângulo de ataque e é representado pela letra α .

Na figura 4.2, a velocidade de translação (V) está decomposta nas suas componentes horizontal (V_h) e vertical (V_v). O ângulo de trajetória, representado pela letra γ é o ângulo entre o plano horizontal e o vento relativo e pode ser obtido através da seguinte expressão:

$$\gamma = \theta - \alpha \quad (4.1)$$

Efetuada um balanço de forças na direção do movimento obtém-se a seguinte equação:

$$D = W \cdot \sin(\gamma) \quad (4.2)$$

Efetuada o mesmo procedimento na direção perpendicular ao movimento, fica:

$$L = W \cdot \cos(\gamma) \quad (4.3)$$

Dividindo estas duas equações (4.3 por 4.2), obtém-se a razão de planeio L/D ou eficiência aerodinâmica E :

$$\frac{L}{D} = \frac{\cos(\gamma)}{\sin(\gamma)} = \frac{1}{\tan(\gamma)} = E \quad (4.4)$$

Da equação 4.4, conclui-se que a eficiência aerodinâmica é função estrita do ângulo de trajetória γ , que pode não só ser obtido através da equação 4.1, como também através de uma relação de distâncias. Na figura 4.3 encontra-se representado um esquema que inclui as distâncias percorridas longitudinalmente (ΔX), verticalmente (ΔZ) e na direção da trajetória (d), assim como o ângulo de trajetória (γ).

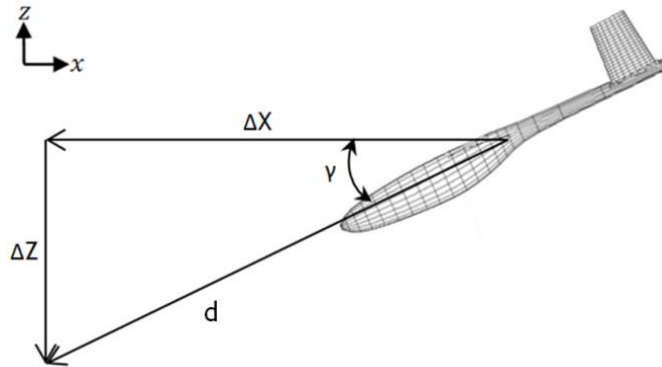


Figura 4.3 - Esquema representativo das distâncias percorridas durante o planeio

Analisando o esquema anterior (figura 4.3), pode obter-se a seguinte expressão, que relaciona a distância percorrida na direção de X e na direção de Z com o ângulo de trajetória:

$$\tan(\gamma) = \frac{\Delta Z}{\Delta X} \quad (4.5)$$

Substituindo esta expressão na equação 4.4, obtém-se:

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{\tan(\gamma)} = \frac{1}{\frac{\Delta Z}{\Delta X}} = \frac{\Delta X}{\Delta Z} \quad (4.6)$$

Esta equação (equação 4.6) permite calcular a eficiência aerodinâmica de uma segunda forma, onde é efetuado o rácio de distâncias percorridas em X e Z segundo o referencial definido na figura 4.2.

Esta análise acima efetuada apresenta dois métodos distintos para o cálculo da razão de planeio (L/D), contudo assume que a velocidade se mantém constante durante o planeio e despreza o efeito de ventos laterais, o que na realidade não acontece devido a perturbações externas existentes na atmosfera.

Um terceiro método mais preciso, onde são consideradas todo o tipo de perturbações a que uma aeronave está sujeita, baseia-se na decomposição do vetor velocidade (V) nas suas componentes longitudinal (u), lateral (v) e vertical (w). Na seguinte figura (figura 4.4) é

possível observar a decomposição do vetor velocidade nas suas três componentes relativas aos eixos da aeronave x, y e z, onde também se encontram representados os ângulos de derrapagem (β) e ângulo de ataque (α).

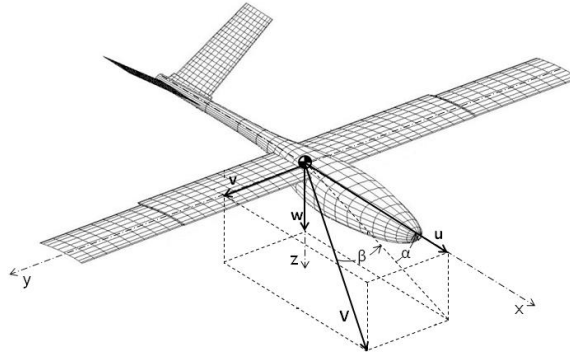


Figura 4.4 - Esquema representativo da decomposição da velocidade (V) nas suas componentes

Analisando o esquema da figura 4.4, é possível obter as seguintes expressões para as três componentes da velocidade em função dos ângulos de ataque e de derrapagem:

$$u = V \cos(\alpha) \cos(\beta) \quad (4.7)$$

$$v = V \sin(\beta) \quad (4.8)$$

$$w = V \sin(\alpha) \cos(\beta) \quad (4.9)$$

Através da manipulação destas equações, é possível deduzir as seguintes expressões para as derivadas em ordem ao tempo das três componentes da velocidade:

$$\dot{u} = \frac{X_T - g m \sin(\theta) - D \cos(\alpha) + L \sin(\alpha)}{m} + r V \sin(\beta) - q V \sin(\alpha) \cos(\beta) \quad (4.10)$$

$$\dot{v} = \frac{Y_T + g m \sin(\Phi) \cos(\theta) + Y}{m} + p V \sin(\alpha) \cos(\beta) - r V \cos(\alpha) \cos(\beta) \quad (4.11)$$

$$\dot{w} = \frac{Z_T + g m \cos(\Phi) \cos(\theta) - D \sin(\alpha) - L \cos(\alpha)}{m} + q V \cos(\alpha) \cos(\beta) - p V \sin(\beta) \quad (4.12)$$

Nestas expressões são incluídas novas variáveis que não estavam presentes no método anterior, como o ângulo de derrapagem (β), o ângulo de rolamento (Φ), as taxas de rolamento (p), arfagem (q) e guinada (r), a força aerodinâmica lateral (Y) e a tração nas suas três componentes X_T, Y_T, Z_T , que neste caso em concreto são nulas, pois o UAV encontra-se em voo planado com o motor desligado. Estas equações são depois resolvidas em ordem à sustentação (L), arrasto (D) e força aerodinâmica lateral (Y), sendo depois possível obter a razão de planeio (L/D), simplesmente dividindo a sustentação (L) pelo arrasto (D).

A dedução de todas as expressões acima mencionadas pode ser consultada em detalhe nas referências ^[39,40].

4.3. Ensaios de Voo

Os ensaios de voo são conduzidos de maneira a que se efetue uma recolha de dados experimentais nas condições de voo supracitadas. Para tal, foram realizados diversos voos para ambas as asas, onde cada voo era composto por vários planeios a diferentes velocidades.

Na figura 4.5 é possível observar o UAV Olharapo equipado com ambas as asas durante os ensaios de voo.



Figura 4.5 - UAV Olharapo 2H, durante os ensaios de voo

Alguns cuidados foram tidos em conta, de modo a que as considerações efetuadas para os dois primeiros métodos de cálculo fossem cumpridas, tornando assim válida a aplicação das equações que permitem determinar a eficiência aerodinâmica. Tais cuidados implicam que os planeios sejam realizados com o motor desligado para que este não produza tração, que a velocidade seja constante durante o planeio mantendo assim um voo estável não acelerado e que os planeios sejam realizados na direção do vento, pois os dois primeiros métodos, não têm em conta o efeito de ventos laterais. A variação da velocidade de planeio é realizada através de diferentes deflexões do leme de profundidade, que são programadas no comando do piloto e ativadas pelo mesmo através de um interruptor aquando do início dos planeios.

Na figura 4.6 é possível observar a amarelo a trajetória descrita pelo UAV durante um voo típico, onde este é composto inicialmente por uma subida até atingir uma altitude desejada, seguida de um corte de motor e ativação de um trim de leme de profundidade para depois efetuar o planeio, onde se permite que a velocidade de voo estabilize. Este ciclo é repetido sucessivamente, sendo quebrado quando a energia reservada na bateria não é suficiente para a realização de mais planeios, procedendo-se assim à fase de aterragem.



Figura 4.6 - Imagem de GoogleEarth com a trajetória descrita pelo UAV

Os ensaios com a asa telescópica implicam a realização de um maior número de voos, pois, para cada posição de envergadura, terão de ser percorridas diferentes deflexões do leme de profundidade, isto é, velocidades de voo.

Os ensaios de voo decorreram no Aeródromo Municipal de Castelo Branco que possui condições favoráveis para a realização dos mesmos. Todo o equipamento de solo foi instalado na berma da pista ao abrigo de uma tenda (figura 4.7), numa zona em que o pavimento se encontra mais elevado em relação ao resto da pista. Tal escolha está associada ao facto de esta ser a única posição que permite observar os dois extremos da pista.



Figura 4.7 - Instalação da estação de solo no Aeródromo Municipal de Castelo Branco

Durante o processo de recolha de dados foram sentidas algumas dificuldades respeitantes à pilotagem do UAV pois na maior parte das vezes o vento demonstrou estar cruzado com a pista, dificultando imenso as manobras de aterragem e descolagem. Para além de se apresentar cruzado, em determinadas situações o vento sentido era intenso e turbulento, o que simplesmente impossibilitava a realização dos ensaios. Devido a estas limitações meteorológicas, não foi possível efetuar uma recolha de dados suficiente para caracterizar na sua plenitude a asa telescópica.

4.4. Determinação da razão de planeio (L/D)

No capítulo 4.2.1, através da análise da mecânica do voo na condição de voo planado, foram apresentadas três abordagens distintas para a determinação da razão de planeio. Os dois primeiros métodos não contabilizam o efeito de ventos laterais ao invés do terceiro método que se baseia na decomposição da velocidade nas suas três componentes. De seguida é explicada a metodologia de cálculo inerente a estes três métodos.

O primeiro método apresenta uma abordagem mais direta na determinação da razão de planeio (L/D) onde conhecendo o ângulo de trajetória (γ) esta pode ser obtida através da seguinte equação:

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{\tan(\gamma)} \quad (4.4)$$

O ângulo de trajetória não é um dado diretamente obtido pelos sensores, pelo que foi necessário efetuar o seu cálculo através da seguinte relação:

$$\gamma = \theta - \alpha \quad (4.1)$$

onde o ângulo de arfagem (θ) é adquirido pelo giroscópio incorporado no PixHawk e o ângulo de ataque (α) provém diretamente da sonda AlphaBeta.

A razão de planeio também pode ser obtida através de uma relação de distâncias, dada pela seguinte equação:

$$\frac{L}{D} = E = \frac{\Delta X}{\Delta Z} \quad (4.6)$$

A distância percorrida verticalmente (ΔZ) é obtida efetuando a diferença de altitudes barométricas no início e no final de cada planeio, sendo estas obtidas através do barómetro do controlador de voo Pixhawk. Tal como na abordagem anterior, a distância percorrida longitudinalmente (ΔX) não é adquirida diretamente por um sensor, pelo que têm de ser utilizados outros processos que a permitam calcular. Numa primeira etapa, foi calculada a distância total percorrida durante o planeio, que está assinalada na figura 4.3 com a letra d. Esta distância é calculada integrando a velocidade (V) ao longo do tempo de planeio. A seguinte expressão traduz o cálculo da distância total percorrida, d:

$$d = \int_{t_i}^{t_f} V dt \quad (4.13)$$

onde t_i é o tempo em que se inicia o planeio e t_f corresponde ao tempo em que este acaba. A velocidade de voo (V) é adquirida pelo sensor digital de pressão diferencial.

Conhecida a distância total percorrida (d) é agora possível determinar a distância percorrida horizontalmente (ΔX), sendo esta dada pela seguinte equação:

$$\Delta X = \sqrt{d^2 - \Delta Z^2} \quad (4.14)$$

A terceira metodologia de cálculo consiste em resolver as equações 4.10, 4.11 e 4.12 em ordem a L , D e Y , onde a razão de planeio é depois obtida simplesmente dividindo a força sustentadora (L) pelo arrasto (D). Nestas equações, os ângulos de ataque (α) e de derrapagem (β) são obtidos diretamente pela sonda AlphaBeta ao passo que os ângulos de arfagem (θ) e de rolamento (Φ) provêm dos giroscópios do piloto automático. As acelerações lineares (\dot{u} , \dot{v} , \dot{w}), à semelhança das velocidades angulares (p, q, r), foram obtidas pela derivação das componentes da velocidade (u, v, w) e dos ângulos de rolamento (Φ), arfagem (θ) e guinada (ψ), em ordem ao tempo.

Estas três abordagens foram realizadas para cada intervalo de planeio, definido por um tempo de início (t_i) e de fim (t_f), ao qual lhe está associada uma velocidade média, sendo esta definida pela média das velocidades registadas durante o planeio.

4.4.1. Análise e propagação de erros

Para os dois primeiros métodos de cálculo da razão de planeio, foi efetuada uma análise de erros, de modo a que fosse conhecido o nível de incerteza associado aos valores calculados. Nesta análise são desprezados erros provenientes do condicionamento do sinal.

A cada leitura efetuada pelos sensores está associado um erro aleatório que é conhecido e especificado pelo seu fabricante. Este erro tende a propagar-se à medida que são efetuados processos de cálculo, induzindo assim um erro no resultado final^[41].

Neste caso particular, a medição da razão de planeio (L/D) é realizada de maneira indireta, sendo esta medida obtida a partir de outras grandezas primárias. Tendo como exemplo a segunda abordagem da obtenção de (L/D) expressa pela equação 4.6, as grandezas primárias ou de entrada, são ΔX e ΔZ , sendo a razão de planeio a grandeza de saída. A razão de planeio é então calculada a partir de uma função conhecida das grandezas primárias.

Efetuando um desenvolvimento matemático apropriado, a expressão para o cálculo da incerteza padrão da grandeza de saída (L/D) é dada pela seguinte expressão:

$$\sigma_{L/D} = \sqrt{\left(\frac{\partial L/D}{\partial \Delta X}\right)^2 (\sigma_{\Delta X})^2 + \left(\frac{\partial L/D}{\partial \Delta Z}\right)^2 (\sigma_{\Delta Z})^2} \quad (4.15)$$

onde $\sigma_{\Delta X}$ e $\sigma_{\Delta Z}$ são as incertezas padrão das variáveis de entrada ΔX e ΔZ , respectivamente.

Por sua vez, as distâncias percorridas em X (ΔX) e em Z (ΔZ) não são grandezas obtidas diretamente pela leitura dos sensores, pelo que deverá ser aplicado o mesmo processo onde desta vez ΔX e ΔZ são variáveis de saída.

Este processo foi repetido sucessivamente até que as variáveis de entrada fossem os valores lidos diretamente pelos sensores.

Capítulo 5

5. Resultados e discussão

O objetivo principal deste trabalho consistiu em efetuar uma comparação direta entre uma asa convencional e uma asa com envergadura variável, em termos de desempenho aerodinâmico, sendo este avaliado pela eficiência aerodinâmica ou razão de planeio. Cerca de 32 ensaios de voo que perfazem um total de aproximadamente 22h, foram realizados no Aeródromo Municipal de Castelo Branco com o intuito de recolher os dados de voo essenciais para a determinação da razão de planeio. Este número de voos não foi suficiente sendo a asa convencional a que apresenta uma maior nuvem de resultados, pois foi a primeira asa a ser ensaiada. A asa telescópica, por sua vez, apresenta uma faixa de resultados muito restrita, pelo que será avaliada principalmente em termos qualitativos, nomeadamente na sua resposta à variação assimétrica de envergadura para controlo de rolamento e no seu comportamento face à variação de envergadura total.

Na figura 5.1, é possível observar de que forma variam a altitude barométrica, ângulo de ataque (α), ângulo de arfagem (θ) e velocidade de voo, ao longo de um planeio típico.

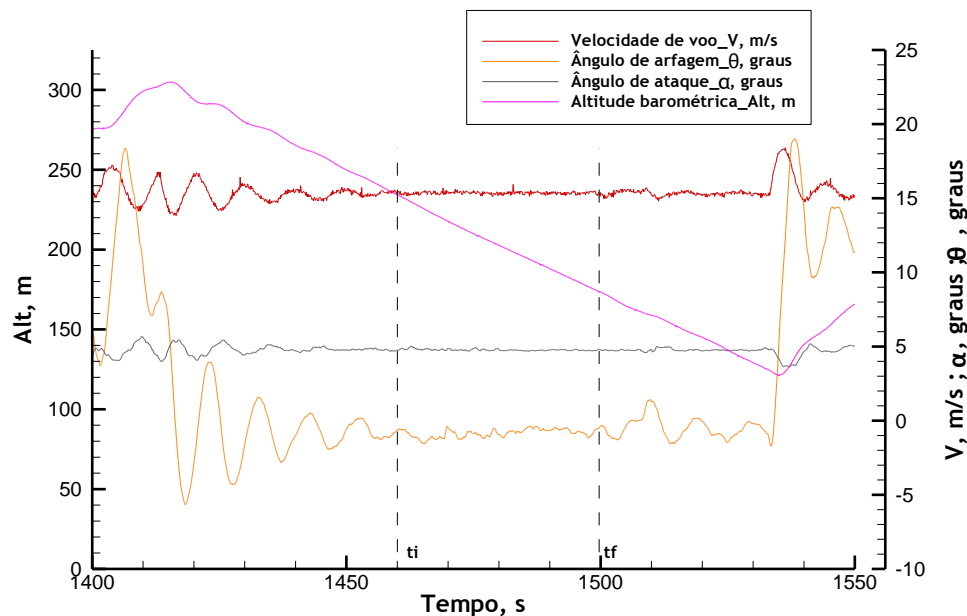


Figura 5.1 - Variação da altitude (Alt), velocidade (V), ângulo de ataque (α) e de arfagem (θ) ao longo de um planeio

Focando a atenção na variação de altitude, representada pela cor lilás, constata-se que o UAV vem aumentando a sua altitude até um ponto máximo de aproximadamente 304 m,

onde se dá início ao planeio. Assinalados com linhas verticais interrompidas, estão representados o tempo inicial (t_i) e tempo final (t_f) que delimitam o intervalo de planeio considerado para os cálculos. Na determinação do tempo inicial foi tida em conta a estabilização da velocidade de voo, estando esta representada a castanho. A velocidade de voo, quando se dá início ao planeio, ou seja, quando a altitude começa a diminuir, apresenta um movimento sinusoidal amortecido, sendo o tempo inicial definido quando a amplitude deste movimento é quase nula, onde se considera que a velocidade se mantém constante. Durante o intervalo de planeio a altitude vai diminuindo a uma taxa fixa que é, normalmente, tanto maior quanto maior for a velocidade de planeio. Por sua vez, os ângulos de arfagem (θ) e de ataque (α) mantêm-se aproximadamente constantes, sofrendo algumas oscilações devido a perturbações na atmosfera. O tempo final (t_f) do intervalo de planeio é por sua vez definido antes do início da subida até ao ponto em que todas as variáveis se mantêm aproximadamente constantes.

Após o planeio é acionado o motor, iniciando assim uma fase de subida até que seja atingida uma altitude suficientemente elevada que permita iniciar um novo planeio.

5.1. Resultados da asa convencional

A maior parte dos ensaios de voo foram realizados com a asa convencional instalada, pelo que foi possível obter um maior número de resultados que permitem identificar uma clara tendência nos valores obtidos para a razão de planeio.

Durante os ensaios de voo com a asa convencional instalada, o UAV possuía uma massa de 5.6kg, estando o centro de gravidade (CG) localizado a 0.222 da fração de corda da asa.

A figura 5.2 apresenta de forma gráfica os resultados obtidos para a razão de planeio em função da velocidade de voo. Neste gráfico, encontram-se representados os três métodos utilizados para o cálculo da razão de planeio, onde no método 1 é utilizado o ângulo de trajetória, no método 2, a relação de distâncias percorridas longitudinalmente e verticalmente e por último, recorre-se à decomposição do vetor velocidade no método 3.

Devido às considerações efetuadas na determinação da razão de planeio pelos dois primeiros métodos, apenas são considerados os resultados no qual a força aerodinâmica lateral (Y) é inferior a 2N, dado que a magnitude desta força, reflete o quão desviado se encontra a trajetória do UAV em relação ao vento relativo.

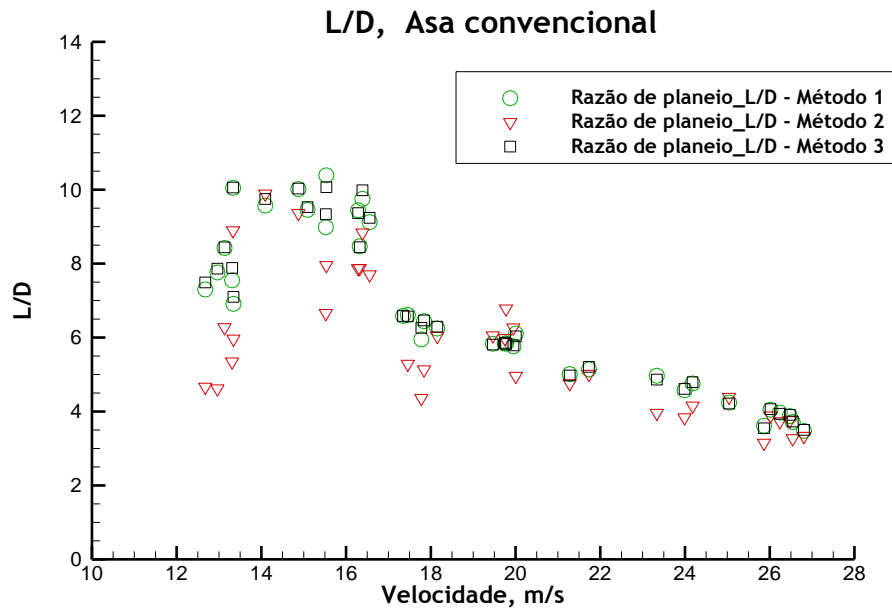


Figura 5.2 - Razão de planeio (L/D) em função da velocidade para a asa convencional

Analisando a figura 5.2 verifica-se que os três métodos produzem resultados semelhantes, que nitidamente descrevem a forma típica desta curva. Os métodos 1 e 3 apresentam resultados consistentes e muito próximos, ao invés do método 2 onde os valores da razão de planeio são um pouco dispersos e subestimados quando comparados com os métodos anteriores.

A razão de planeio aumenta desde a velocidade mínima testada até atingir um máximo de aproximadamente 10, a uma velocidade correspondente de 15.4m/s. A esta velocidade de máxima eficiência aerodinâmica, as curvas de arrasto induzido e parasita intersectam-se, resultando assim no ponto onde o arrasto total é mínimo e a autonomia é máxima (não considerando as características do sistema propulsivo). Com o incremento da velocidade, a razão de planeio vai diminuindo até atingir um mínimo de aproximadamente 3.5 à velocidade máxima testada de 26.8m/s.

A figura 5.3 apresenta os resultados da razão de planeio em função do coeficiente de sustentação (C_L), onde estão apenas representados os valores obtidos através dos métodos 1 e 3, visto serem os que produzem resultados mais consistentes.

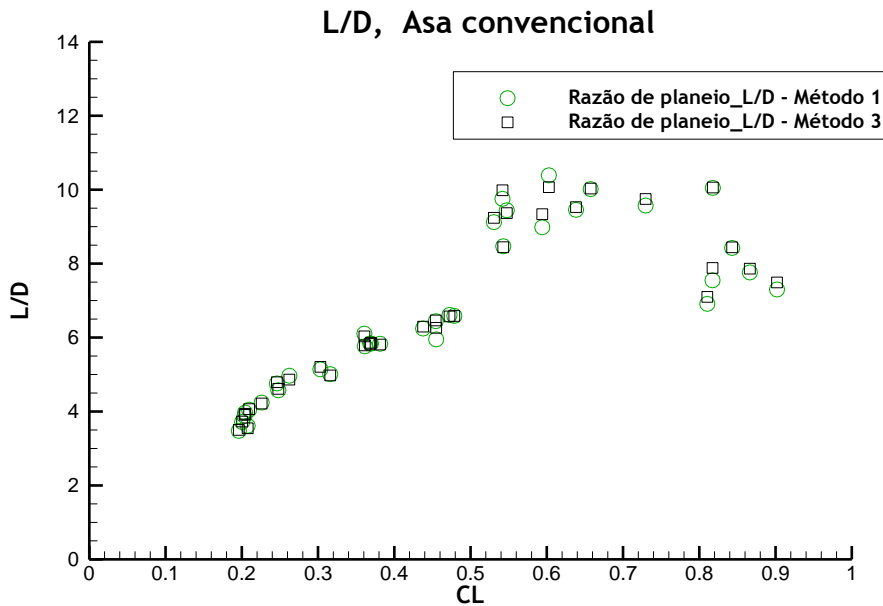


Figura 5.3 - Razão de planeio (L/D) em função do coeficiente de sustentação (C_L) para a asa convencional

Analisando a figura 5.3 constata-se que com a asa convencional instalada, a razão de planeio do UAV é maior para coeficientes de sustentação mais elevados, onde esta aumenta progressivamente com o incremento do coeficiente de sustentação, atingindo um máximo de 10 para um C_L igual a 0.71. Por outro lado, a eficiência aerodinâmica mais baixa ocorre a coeficientes de sustentação mais baixos, sendo a mínima aproximadamente 3.5 para um coeficiente de sustentação igual a 0.2.

5.2. Resultados da asa telescópica

Os resultados obtidos para a razão de planeio do UAV com a asa telescópica instalada não foram suficientes para que se identifique algum tipo de padrão. Com esta asa, foram testadas três configurações distintas, uma de máxima envergadura de 2.5m, uma com uma envergadura intermédia de 2m e outra numa posição recolhida com uma envergadura correspondente a 1.5m. Apenas serão apresentados os resultados da razão de planeio para a posição de máxima envergadura e de envergadura intermédia, visto que a terceira posição, foi somente testada para averiguar o comportamento do UAV de forma qualitativa.

5.2.1. Razão de planeio para envergadura máxima, $b=2.5\text{m}$

Durante os ensaios de voo, a massa do UAV era cerca de 1kg superior à massa do mesmo com a asa convencional instalada, isto é, 6.65kg e a posição do CG era a 0.237 da fração de corda da asa.

A figura 5.4 mostra os resultados da razão de planeio obtidos pelos três métodos para a asa telescópica numa configuração de envergadura máxima, $b=2.5\text{m}$.

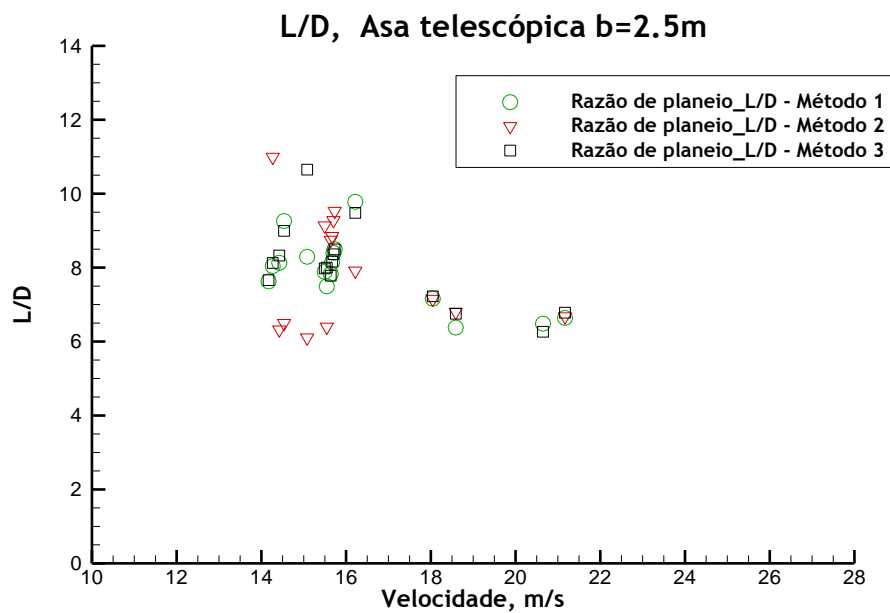


Figura 5.4 - Razão de planeio (L/D) em função da velocidade para a asa telescópica com $b=2.5\text{m}$

Para esta configuração de envergadura ($b=2.5\text{m}$), os 3 métodos de cálculo apresentam resultados um pouco dispersos sendo que, da mesma maneira que para a asa convencional, os métodos 1 e 3 apresentam resultados muito próximos.

Apesar de não existirem resultados suficientes que permitam identificar algum padrão que represente com fiabilidade a curva de eficiência, destaca-se uma mancha de maior concentração de pontos para uma velocidade de 15.7m/s. Nesta velocidade, o método 2 apresenta um valor mais elevado para a razão de planeio, que se concentra em torno de 9.5. Os métodos 1 e 3, por sua vez apresentam um valor mais baixo em torno de uma razão de planeio de 8.5. Para a velocidade máxima testada de 21m/s, obteve-se a razão de planeio mais baixa, sendo esta aproximadamente 6.6 nos três métodos utilizados.

Em comparação com a asa convencional, a asa telescópica apresenta valores para a razão de planeio mais baixos. Tais resultados podem ser explicados pelo facto do perfil utilizado na asa telescópica não ser tão eficiente como o da asa convencional, assim como pela existência de uma descontinuidade entre a IFW e a OMW, que faz com que o arrasto de interferência e induzido aumente.

Na figura 5.5 são apresentados os resultados obtidos para a razão de planeio, através dos métodos 1 e 3, em função do coeficiente de sustentação.

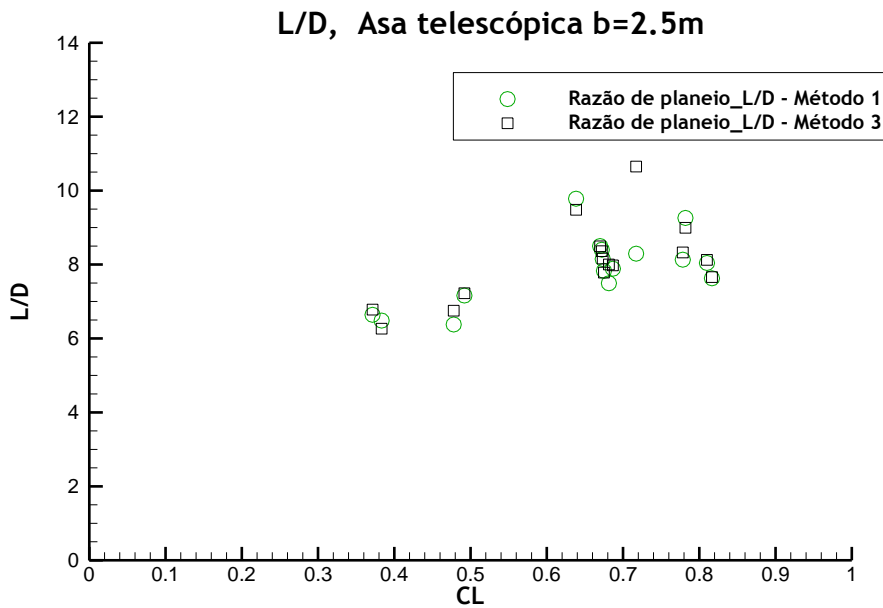


Figura 5.5 - Razão de planeio (L/D) em função do coeficiente de sustentação (C_L) para a asa telescópica com $b=2.5m$

Analisando a figura 5.5 verifica-se que a razão de planeio aumenta consoante o acréscimo do coeficiente de sustentação. Nesta figura, destaca-se uma maior aglomeração de pontos em torno de uma razão de planeio igual a 8.5, sendo o coeficiente de sustentação igual a 0.67.

5.2.2. Razão de planeio para envergadura intermédia, $b=2m$

A figura 5.6 apresenta os resultados obtidos para o UAV com a asa telescópica instalada numa configuração intermédia, sendo a envergadura correspondente igual a 2m.

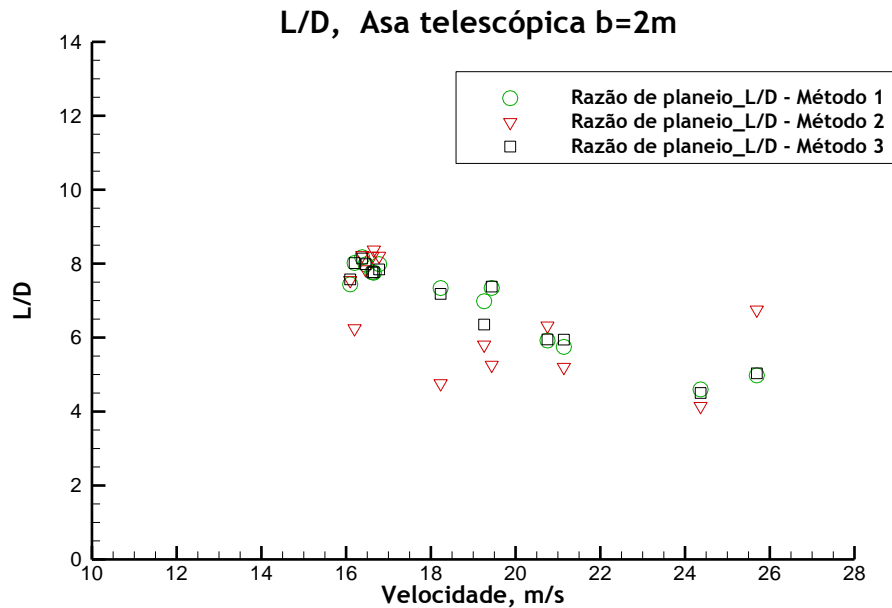


Figura 5.6 - Razão de planeio (L/D) em função da velocidade para a asa telescópica com $b=2m$

Para esta configuração, apesar dos resultados dispersos, é possível identificar uma zona de maior concentração de pontos para uma velocidade de planeio igual a 16.6m/s, onde os três métodos convergem para uma eficiência aerodinâmica igual a 8. Com o incremento da velocidade, a razão de planeio tende a diminuir, atingindo um mínimo de 4.7 aos 25.7m/s.

Confrontando estes resultados com os resultados obtidos para a asa convencional, verifica-se que para os 26m/s, a eficiência aerodinâmica da asa telescópica na sua configuração intermédia ($b=2m$), apresenta um valor que tende para 4.7, valor este que é superior ao da asa convencional, que se aproxima de 3.5. Tais resultados são corroborados com os numéricos obtidos por Mestrinho^[28], que previa que a eficiência da asa telescópica ultrapassasse a da asa convencional, para uma velocidade de voo superior a 22.5m/s. Contudo, esta analogia não pode ser estipulada, pois devido à natureza aleatória dos resultados experimentais, seria incauto sustentar esta observação num único resultado para esta velocidade. Assim sendo, deverão ser realizados mais ensaios de voo de modo a recolher um maior número de dados que permitam caracterizar a asa telescópica nas diferentes configurações de envergadura.

Na figura 5.7 são apresentados os mesmos resultados apenas para os métodos 1 e 3, em função do coeficiente de sustentação.

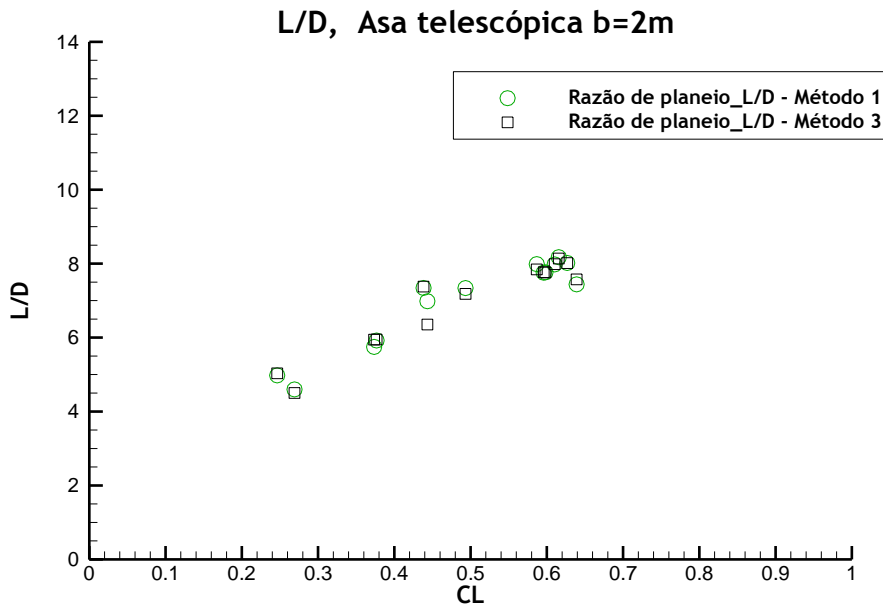


Figura 5.7 - Razão de planeio (L/D) em função do coeficiente de sustentação (C_L) para a asa telescópica com $b=2m$

Analogamente à configuração da asa telescópica com uma envergadura de 2.5m, a razão de planeio aumenta com o incremento do coeficiente de sustentação, atingindo um máximo de 8 para um coeficiente de sustentação igual a 0.62. A mínima razão de planeio obtida foi de 4.7 para um coeficiente de sustentação igual a 0.26.

Analisando os resultados da razão de planeio em função do coeficiente de sustentação para o UAV com a asa convencional e com a asa telescópica instalada, verifica-se que para um mesmo coeficiente de sustentação, a asa telescópica apresenta sempre valores de razão de planeio inferiores aos da asa convencional. Todavia, a asa telescópica numa configuração de envergadura igual a 2m, apresenta uma razão de planeio muito próxima da asa convencional para um coeficiente de sustentação igual a 0.27. Tal observação indica que a partir de determinado coeficiente de sustentação, a eficiência da asa telescópica poderá ultrapassar a eficiência da asa convencional. De modo a comprovar esta condição, deverão ser realizados mais ensaios de voo que permitam obter uma curva de razão de planeio bem definida, numa gama de coeficientes de sustentação mais baixos.

5.2.3. Comportamento em voo da asa telescópica

A asa telescópica permite não só variar a envergadura de forma simétrica para se ajustar a diferentes condições de voo, como também varia assimetricamente a sua envergadura, permitindo desta maneira efetuar o controlo de rolamento.

Como acima referido, foram testadas três configurações de envergadura (2.5m, 2m e 1.5m), onde se verificou que quanto menor era a envergadura total, maior era a velocidade

de equilíbrio. Constatou-se também que durante as transições entre as diferentes configurações de envergadura, a velocidade não sofreu variações abruptas, atingindo assim o equilíbrio de forma gradual.

No controlo de rolamento, a semi-envergadura máxima nunca é ultrapassada, ou seja, para a configuração de máxima envergadura ($b=2.5\text{m}$), se for pretendida realizar uma volta à esquerda, a asa esquerda encolhe, enquanto a asa direita permanece com a mesma envergadura e vice-versa.

Para a configuração de envergadura intermédia ($b=2\text{m}$), a envergadura total é mantida constante, isto é, numa volta à direita, a asa direita encolhe e a asa esquerda estende a mesma proporção e vice-versa.

Na configuração de menor envergadura ($b=1.5\text{m}$), as asas já se encontram na sua posição mais recolhida, pelo que o controlo de rolamento é efetuado através da extensão de uma das asas, sendo a asa que estende oposta ao sentido que se pretende efetuar a volta.

Esta asa demonstrou ser capaz de realizar manobras de rolamento através da extensão assimétrica das asas, onde nenhuma tendência indesejável foi experienciada pelo piloto. A atuação assimétrica foi realizada pelo piloto, tal como se trata-se de uma asa convencional, que utiliza ailerons para realizar esta manobra. A única diferença experienciada reside na taxa de rolamento, que para um mesmo *input* era menor na asa telescópica, tornando assim a resposta mais lenta do que na asa convencional. Este pormenor é facilmente ultrapassado, através de um ajuste de envergadura em função do *input* efetuado pelo piloto, tornando assim a resposta equivalente à asa convencional.

5.3. Análise de erro

A todos os resultados anteriormente expostos, está associada uma incerteza resultante da propagação dos erros de leitura dos sensores. De modo a que essa incerteza seja quantificada, foi efetuado um estudo de propagação de erros apenas para as duas primeiras metodologias de cálculo da razão de planeio.

Desta análise, constatou-se que para os resultados obtidos pelo método 2, método que utiliza a relação de distâncias no cálculo da razão de planeio, a incerteza relativa é em média 5.79%, o que é perfeitamente aceitável para resultados de carácter experimental. Os sensores utilizados neste método de cálculo são o sensor de pressão diferencial, que mede a velocidade de voo e o barómetro, inserido no controlador de voo, sendo os erros dos mesmos aqueles que se irão propagar ao longo dos processos de cálculo.

Já no método 1, que usa o ângulo de trajetória para o cálculo da razão de planeio, apesar de os resultados obtidos estarem compatíveis com os obtidos pelo método 2 e serem muito semelhantes ao método 3, a incerteza associada é excessiva, apresentando valores relativos de 300%. Tal incerteza deve-se à função tangente presente no cálculo do erro, que é extremamente sensível à propagação dos mesmos. Neste método são propagados os erros do

sensor de ângulo de ataque (α) e do giroscópio, que fornece o ângulo de arfagem (θ). Apesar da grande incerteza associada, estes resultados são muito consistentes, pelo que são considerados para representar a variação da razão de planeio.

Capítulo 6

6. Conclusões

O presente trabalho, foi desenvolvido com a finalidade de determinar o desempenho aerodinâmico de duas asas distintas, sendo estas uma asa convencional e uma asa com envergadura variável. De modo a que se pudesse efetuar uma recolha de dados de voo que permitissem esta determinação, foram incorporados no UAV Olharapo um sistema de FPV, um sistema de rádio controlo de longo alcance e um piloto automático. O sistema de FPV e de rádio controlo de longo alcance, permitiram efetuar longos voos planados e estabilizados, excluindo assim as limitações inerentes ao voo em linha de vista, ao passo que o piloto automático foi apenas utilizado como plataforma de aquisição de dados de voo.

Foi efetuada uma análise à mecânica do voo na condição de voo planado, a partir do qual três diferentes abordagens foram estabelecidas para o cálculo da razão de planeio.

Cerca de 32 ensaios de voo foram realizados no Aeródromo Municipal de Castelo Branco, onde nem sempre as condições meteorológicas se mostraram favoráveis para a realização dos mesmos, dificultando assim a recolha de dados de voo em tempo útil.

Grande parte dos ensaios de voo foram efetuados com a asa convencional instalada, pelo que esta apresenta uma curva de eficiência aerodinâmica bem definida, numa gama de velocidades de 12.7m/s a 26.8m/s. Para esta asa, a máxima razão de planeio obtida para a aeronave foi de 10 correspondendo a uma velocidade média de 15.4m/s.

A asa de envergadura variável foi testada para diferentes envergaduras, contudo, os dados recolhidos não foram suficientes para que se possa visualizar uma curva de eficiência aerodinâmica bem definida. Para uma configuração de envergadura máxima de 2.5m, destaca-se uma aglomeração de pontos em torno de uma razão de planeio de 8.5, sendo a velocidade correspondente igual a 15.7m/s. Para uma configuração de envergadura intermédia igual a 2m, obteve-se uma razão de planeio em torno de 8, sendo a velocidade correspondente igual a 16.6m/s.

Em termos de controlo de rolamento, a extensão assimétrica de envergadura revelou ser um método eficaz, onde nenhuma tendência indesejáveis foram observadas. Da mesma maneira, durante a transição entre diferentes configurações de envergadura, a velocidade não sofreu grandes oscilações atingindo, assim, uma nova velocidade de equilíbrio de forma gradual.

Relacionando os resultados obtidos para ambas as asas, verificou-se que a asa telescópica apresentou razões de planeio sempre inferiores à asa convencional, devendo tal facto estar associado ao perfil menos eficiente utilizado na asa telescópica e às descontinuidades presentes nas zonas de interface entre a OMW e a IFW. Por outro lado, para a asa telescópica numa configuração de envergadura igual a 2m, verificou-se que a razão de

planeio se aproximava cada vez mais dos valores para a asa convencional, à medida que os coeficientes de sustentação são progressivamente mais baixos. Esta tendência indica que a partir de determinado coeficiente de sustentação, a eficiência da asa telescópica poderá superar a eficiência da asa convencional. Mais testes de voo deverão ser efetuados para ambas as asas de modo a que seja possível verificar a tendência da asa telescópica em apresentar uma maior eficiência aerodinâmica para coeficientes de sustentação mais baixos.

6.1. Trabalhos Futuros

O trabalho desenvolvido nesta dissertação não se encontra totalmente concluído pelo que, numa primeira etapa, de forma a dar continuidade a este trabalho, deverão ser realizados mais ensaios de voo que possibilitem obter um número de dados suficiente para avaliar, na sua plenitude, a eficiência aerodinâmica da asa telescópica com diferentes configurações de envergadura em voo planado.

Estando a plataforma de testes devidamente instrumentada, outros trabalhos focados na validação do conceito da asa telescópica, deverão ser alvo de investigação, entre os quais se destacam os seguintes:

- Determinar experimentalmente as taxas de rolamento, através da extensão assimétrica de envergadura na asa telescópica e do uso de ailerons na asa convencional.
- Avaliar o consumo energético do sistema de atuação de ambas as asas para um perfil de voo típico.
- Caracterizar na sua totalidade o UAV Olharapo em outras condições de voo com ambas as asas instaladas.

Após realizadas todas estas tarefas que permitem caracterizar o UAV, seria interessante implementar um controlo ativo de variação de envergadura para a asa telescópica, de modo a que esta ajuste automaticamente a envergadura em função das condições de voo, como por exemplo a velocidade e o fator de carga normal.

Bibliografia

- [1] Wright Brothers Aeroplane Company Museum, "The Case for Alberto Santos Dumont." [Online]. Available: http://www.wright-brothers.org/History_Wing/History_of_the_Airplane/Who_Was_First/Santos_Dumont/Santos_Dumont.htm. [Accessed: 01-Aug-2013].
- [2] T. A. Weisshaar, "Morphing Aircraft Technology - New Shapes for Aircraft Design," in *Proceedings of RTO-MP-AVT-141*, Neuilly-sur-Seins, France, 2006, pp. 1-20.
- [3] S. Barbarino, O. Bilgen, R. M. Ajaj, M. I. Friswell, and D. J. Inman, "A Review of Morphing Aircraft", *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 22, no. 9, pp. 823-877, 2011.
- [4] P. Poonsong, "Design and Analysis of a Multi-section Variable Camber Wing" , MSc, University of Maryland, College Park, USA, 2004.
- [5] D. M. Elzey, A. Y. N. Sofla, and H. N. G. Wadley, "A bio-inspired, high-authority actuator for shape morphing structures," in *Proceedings of Smart Structures and Materials 2003: Active Materials: Behavior and Mechanics*, San Diego, USA, SPIE, 2003, vol. 5053, pp. 91-100.
- [6] S. M. Lim, S. Lee, H. C. Park, K. J. Yoon, and N. S. Goo, "Design and demonstration of a biomimetic wing section using a lightweight piezo-composite actuator (LIPCA)," *Smart Materials and Structures*, vol. 14, no. 4, pp. 496-503, 2005.
- [7] J. K. Strelec and D. C. Lagoudas, "Fabrication and Testing of a Shape Memory Alloy Actuated Reconfigurable Wing," in *Proceedings of Smart Structures and Materials 2002: Smart Structures and Integrated Systems*, San Diego, USA, SPIE, 2002, pp. 1-14.
- [8] P. Bourdin, A. . Gatto, and M. Friswell, "The Application of Variable Cant Angle Winglets for Morphing Aircraft Control" in *Proceedings of 24th Applied Aerodynamics Conference*, San Francisco, USA, 2006, AIAA, pp. 1-13.
- [9] M. Abdulrahim, "Dynamics Characteristics of Morphing Micro Air Vehicles", MSc, University of Florida, Gainesville, USA, 2004.
- [10] J. Manzo, "Analysis and Design of a Hyper-Elliptical Cambered Span Morphing Aircraft Wing" , MSc, Faculty of the Graduate School of Cornell University, Ithaca, USA, 2006.
- [11] A. Pagano, S. Ameduri, V. Cokonaj, A. Prachar, Z. Zachariadis, and D. Drikakis, "Helicopter Blade Morphing Strategies Aimed at Mitigating Environmental Impact," *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, vol. 49, no. 4, pp. 1233-1259, 2011.
- [12] G. Warwick, "NextGen's Shape-Changing UAV Morphs in Flight," *Flightglobal*, 2007. [Online]. Available: <http://www.flightglobal.com/news/articles/nextgen39s-shape-changing-uav-morphs-in-flight-218799/>. [Accessed: 10-May-2013].
- [13] A. Savine, "RK, LIG-7 by G.I.Bakshaev," 1996. [Online]. Available: <http://www.ctrl-c.liu.se/misc/ram/rk.html>. [Accessed: 20-Jun-2013].
- [14] O. Léon, E. Hayden, and F. Gandhi, "Rotorcraft Operating Envelope Expansion Using Extendable Chord Sections," in *Proceedings of American Helicopter Society 65th Annual Forum*, Grapevine, USA, 2009, p. 14.

- [15] Graeme, "The Makhonine telescopic wing," 2007. [Online]. Available: <http://www.ww2aircraft.net/forum/other-mechanical-systems-tech/makhonine-telescoping-wing-8527.html>. [Accessed: 16-Jan-2014].
- [16] A. F. Stuttgart, "TF - Teleskop-Flügel," 2013. [Online]. Available: <http://www.uni-stuttgart.de/akaflieg/en/projects/all-fs-projects/fs-29-tf.html>. [Accessed: 18-Jul-2013].
- [17] I. Gevers Aircraft, "Gevers Aircraft, Inc. Genesis." [Online]. Available: <http://www.geversaircraft.com/>. [Accessed: 03-Aug-2013].
- [18] L. Arrison, K. Birocco, C. Gaylord, B. Herndon, K. Manion, and M. Metheny, "2002-2003 AE/ME Morphing Wing Design," Blacksburg, Virginia, 2003.
- [19] D. Malewicki, "Aerovisions Inc. , UMAAV," 2004. [Online]. Available: <http://www.canosoarus.com/05UMAAV/UMAAV01.htm>. [Accessed: 20-Jan-2014].
- [20] J. Blondeau, "Development and testing of a Variable Aspect Ratio Wing using Pneumatic Telescopic Spars", MSc, University of Maryland, College Park , USA, 2004.
- [21] J. Blondeau and D. Pines, "Design na Testing of a Pneumatic Telescopic wing for Unmanned Aerial Vehicles," *Journal of Aircraft*, no. 44, pp. 1088-1099, 2007.
- [22] J.S. Bae, T. M. Seigler, and D. J. Inman, "Aerodynamic and Static Aeroelastic Characteristics of a Variable-Span Morphing Wing," *Journal of Aircraft*, vol. 42, no. 2, pp. 528-534, Mar. 2005.
- [23] M. Granito, "A cooling system for S.M.A. (Shape Memory Alloy) based on the use of Peltier cells", PhD, University of Naples "Federico II", Naples, Italy, 2010.
- [24] R. D. Vocke, C. S. Kothera, B. K. S. Woods, E. A. Bubert, and N. M. Wereley, "One Dimensional Morphing Structures for Advanced Aircraft," in *Recent Advances In Aircraft Technology*, R. K. Agarwal, Ed. Intech, 2012.
- [25] R. M. Ajaj, M. I. Friswell, E. I. S. Flores, and O. Little, "Span Morphing: A Conceptual Design Study" in *Proceedings of AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference*, Honolulu, USA, 2012, AIAA, pp. 1-12.
- [26] M. Stern and E. Cohen, "VAST AUAV (Variable AirSpeed Telescoping Additive Unmanned Air Vehicle)," Lexington, 2013.
- [27] J. R. C. Mestrinho, "Design of a Variable-Span Morphing Wing", MSc, Universidade da Beira Interior, Covilhã, Portugal, 2009.
- [28] J. R. C. Mestrinho, J. M. I. Felício, P. D. Santos, and P. V Gamboa, "Design Optimization of a Variable-Span Morphing Wing," in *Proceedings of 2nd International Conference on Engineering Optimization*, Lisbon, Portugal, 2010, no. May, pp. 1-11.
- [29] J. Mestrinho, P. Gamboa, and P. Santos, "Design Optimization of a Variable-Span Morphing Wing for a Small UAV," in *Proceedings of Structural Dynamics and Materials Conference*, Colorado, USA, AIAA, 2011, pp. 1-18.
- [30] P. Gamboa, J. Vale, F. J. P. Lau, and A. Suleman, "Optimization of a Morphing Wing Based on Coupled Aerodynamic and Structural Constraints," *AIAA Journal*, vol. 47, no. 9, pp. 2087-2104, Sep. 2009.

- [31] J. M. I. Felício, “Development and Testing of a Variable-Span Morphing Wing”, MSc, Universidade da Beira Interior, Covilhã, Portugal, 2010.
- [32] J. Felicio, P. Santos, P. Gamboa, and M. Silvestre, “Evaluation of a Variable-Span Morphing Wing for a Small UAV,” in *Proceedings of Structural Dynamics and Materials Conference*, Colorado, USA, AIAA, 2011, pp. 1-17.
- [33] P. D. R. Santos, P. V Gamboa, P. M. B. Santos, and J. M. A. Silva, “Structural Design of a Composite Variable-span Wing,” in *Proceedings of Integrity, Reliability and Failure of Mechanical Systems*, Funchal, Portugal, 2013, pp. 1-12.
- [34] P. V Gamboa, P. D. R. Santos, J. M. A. Silva, and P. M. B. Santos, “Flutter Analysis of a Composite Variable-span Wing,” in *Proceedings of Integrity, Reliability and Failure of Mechanical Systems*, Funchal, Portugal, 2013, pp. 1-14.
- [35] L. D. R. D. Miguel, “Preparação de uma Plataforma UAV para Ensaio de uma Asa de Envergadura Variável”, MSc, Universidade da Beira Interior, Covilhã, Portugal, 2012.
- [36] P. Gamboa, P. Santos, and L. Miguel, “Development of a Variable-span Morphing Wing,” in *Proceedings of II LAETA Young Researchers Meeting*, Porto, Portugal, 2012, pp. 1-18.
- [37] “The APM 2.5 Board Overview.” [Online]. Available: <https://code.google.com/p/ardupilot-mega/wiki/APM25board>. [Accessed: 13-Mar-2013].
- [38] “3DR Pixhawk,” 2014. [Online]. Available: <https://store.3drobotics.com/products/3dr-pixhawk>. [Accessed: 16-Apr-2014].
- [39] D. G. Hull, *Fundamentals of Airplane Flight Mechanics*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2007, p. 298.
- [40] E. Duke, R. F. Antoniewicz, and K. D. Krambeer, “Derivation and Definition of a Linear Aircraft Model,” Scientific and Technical Information Division of NASA, Edwards, California, 1988.
- [41] R. Guimarães and J. Cabral, *Estatística*, 2ª Edição. Madrid: McGrawHill, 2007, p. 455.

Anexos

- 1. Artigo apresentado em ICEUBI 2013: “Control Systems for UAV Flight Testing”**

2. Resumo: “Flight Evaluation of the Characteristics of a Variable Span Wing”