



## ACADEMIA DA FORÇA AÉREA



### **Projeto Conceptual de uma Aeronave Pequena de Baixo Custo para Aplicações em Controlo Cooperativo**

**Rafael Augusto da Costa Silva**

*Aspirante a Oficial - Aluno / Piloto-Aviador 139418-F*

Dissertação para a obtenção do Grau de Mestre em  
**Aeronáutica Militar, Especialidade de Piloto-Aviador**

#### **Júri**

**Presidente:** Brigadeiro-General/EngAer Paulo Alexandre Entradas  
Salvada

**Orientador:** Major/EngAer Luís Filipe da Silva Félix

**Coorientador:** Capitão/EngEI Tiago Miguel Monteiro de Oliveira

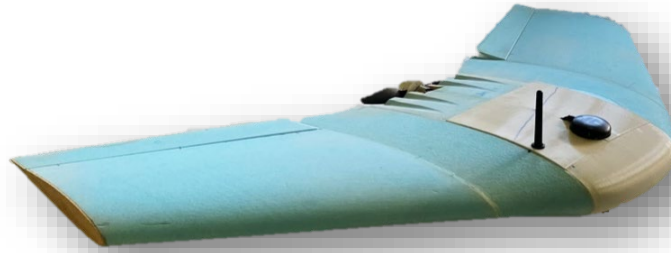
**Vogal:** Major/EngAer João Vítor Aguiar Vieira Caetano

**Sintra, maio de 2020**





## ACADEMIA DA FORÇA AÉREA



### **Projeto Conceptual de uma Aeronave Pequena de Baixo Custo para Aplicações em Controlo Cooperativo**

**Rafael Augusto da Costa Silva**

*Aspirante a Oficial - Aluno / Piloto-Aviador 139418-F*

Dissertação para a obtenção do Grau de Mestre em  
**Aeronáutica Militar, Especialidade de Piloto-Aviador**

#### **Júri**

**Presidente:** Brigadeiro-General/EngAer Paulo Alexandre Entradas  
Salvada

**Orientador:** Major/EngAer Luís Filipe da Silva Félix

**Coorientador:** Capitão/EngEI Tiago Miguel Monteiro de Oliveira

**Vogal:** Major/EngAer João Vítor Aguiar Vieira Caetano

**Sintra, maio de 2020**

**“Legacy? What is a legacy?  
It’s planting seeds in a garden you never get to see.”  
- Hamilton Musical**

# Agradecimentos

A realização e concretização deste projeto foi para mim uma etapa superada e não seria possível sem um conjunto de entidades e pessoas que me apoiaram seja através da disponibilização de meios materiais, do seu próprio tempo ou da sua paciência nas fases mais complicadas. Gostaria de agradecer:

À Academia da Força Aérea por me proporcionar esta oportunidade e os meios necessários para o desenvolvimento desta ideia que, de outra forma, não passaria de uma ideia. A todos os conhecimentos e vivências que me formaram não só a nível profissional, que me deu a conhecer, entre outras, o sentido de responsabilidade mas também a nível pessoal, tornando-me, a cada dia, melhor do que era no anterior.

Ao meu orientador, Major Engenheiro Aeronáutico Luís Félix, pelo tempo dedicado a este projeto, por todas as vezes que me encaminhou e apoiou com o intuito de atingir o objetivo final não menosprezando a escrita extensiva de tudo o que acontecia em termos práticos. Os conhecimentos que me transmitiu foram fulcrais ao sucesso deste projeto e com certeza levá-los-ei comigo para o futuro.

Ao meu coorientador, Capitão Engenheiro Eletrotécnico Tiago Oliveira, que assim que esteve disponível se mostrou pronto a ajudar na parte elétrica do meu modelo, as suas valências foram essenciais para a concretização do ensaio em voo assim como a análise dos dados obtidos do mesmo.

Ao Major Engenheiro Aeronáutico João Caetano pela disponibilidade em assumir os comandos do modelo nos ensaios em voo.

Ao Capitão Engenheiro Eletrotécnico Gonçalo Cruz pelos conhecimentos que me transmitiu aquando da ausência, por motivos profissionais, do meu coorientador. A sua experiência e conhecimento ajudaram-me a organizar as ideias que até então pareciam espalhadas.

Ao Centro de Investigação da Academia da Força Aérea e a todos os que dele fazem parte salientando o Sargento-Ajudante OPRDET Paulo Mendes pela sua incansável disponibilidade e ajuda na construção do modelo de túnel e do modelo final, assim como os seus conhecimentos práticos de aeromodelismo.

Ao Tenente Engenheiro Aeronáutico Vasco Franco pelos pareceres e revisões feitas ao longo de todo o processo, assim como a ajuda na compreensão de certos termos fora do meu espaço de conforto.

Ao Alferes Engenheiro Aeronáutico Luís Eusébio por todos os conhecimentos passados em relação à utilização da Impressora 3D e disponibilidade disposta.

À nata<sup>3</sup> por me lembrarem constantemente que a vida é para ser vivida com muita motivação, por todos os momentos partilhados e “engenharias a mais” que ajudaram a dar um passo em frente.

À minha família da Força Aérea, os meus camaradas de Curso, os DISTINTOS, a vocês entrego o meu trabalho e dedico todo este projeto pois é o nosso espírito, construído desde o primeiro instante, que nos ambiciona a chegar mais longe, a colocar as nossos objetivos bem alto, a “Voar Além do Comum dos Mortais”. Um agradecimento especial aos DEMÓNIOS por partilharem comigo o dia-a-dia e fazerem com que tudo seja mais simples, que o nosso à vontade, animação e inspiração nunca desvaneça seja em terra ou no ar, mas essencialmente no ar.

À minha família de sangue, aos meus pais Clara e Rui e ainda à minha irmã, Lúcia, por terem, desde sempre, sido o meu apoio, as pessoas que me seguiriam por onde fosse, aconselhando com as suas opiniões mas deixando-me escolher o meu caminho. Obrigado por serem o meu amparo, por me ouvirem quando preciso e me mostrarem o outro lado da moeda, mesmo que esta esteja soterrada em dúvidas e indecisões.

Por fim mas não menos importante, um agradecimento muito especial à minha namorada, Catarina Gandra, por ser um pilar essencial à minha vida e me mostrar todos os dias o que é lutar por aquilo que gostamos e consideramos que vale a pena.

# Resumo

Tendo como objetivo principal a busca por uma estrutura capaz de satisfazer as necessidades previstas para o desenvolvimento do controlo cooperativo, integrado no plano de Investigação e Desenvolvimento do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea, encontra-se na presente dissertação um modelo de aeronave proposto e validado.

Após serem salientados os requisitos essenciais ao sistema de controlo cooperativo, é apresentado um tipo de arquitetura do qual se destacam os sistemas de voo associados à mesma. Deste modo, após dimensionar o corpo onde estarão presentes os sistemas, opta-se por um *design* estrutural de asa voadora, em espuma, com uma caixa central fabricada através de manufatura aditiva.

Através de uma comparação com outros modelos idênticos e métodos analíticos para valores de carga alar e *power loading*, desenvolve-se um modelo computacional da aeronave final, justificando os perfis alares a utilizar na sua elaboração. O modelo final desenvolvido é caracterizado por um *design* de asa voadora, com peso à descolagem de 1,2 kg e uma envergadura de 1 m. Este modelo é validado através de uma ferramenta computacional, executando-se uma caracterização aerodinâmica e uma análise de estabilidade.

Posteriormente, é desenvolvido um modelo à escala de 1/1,25 para ser utilizado no túnel aerodinâmico. Os dados obtidos são comparados com a simulação computacional, validando a aeronave segundo este método.

Finalmente, é desenvolvido um protótipo real do modelo sujeitando-o a ensaios em voo por forma a ser validado através de um método prático.

Esta dissertação satisfaz assim a necessidade da estrutura propondo uma aeronave de construção rápida, baixo custo e capaz de responder às necessidades de um controlo cooperativo, validada segundo uma análise teórica, computacional com base no XFLR5, experimental através do túnel aerodinâmico e prática através de ensaios em voo.

**Palavras chave:** asa voadora, controlo cooperativo, design conceptual, túnel aerodinâmico, manufatura aditiva





# Abstract

This paper presents a validated aircraft structure capable of satisfying the demands of swarm robotics, integrated on the ideas of the Investigation and Development plan of the Portuguese Air Force Academy Research Centre.

Once the necessities of a swarm robotics system are presented, associated to a specific electric structure, the flight systems able to fulfil the purpose are revealed.

After being capable of sizing and modeling the body where all these systems will be allocated, the flying wing design is in order. This wing is made with foam on the majority of its structure, and the main central body requires an additive manufacturing process.

Comparing with other small sized aircraft and analytic methods to calculate the values of wing and power loading, a final computational model is developed justifying the airfoils used on its design.

The final project is a flying wing with a take-off weight of 1,2 kg and a wingspan of 1 m. It is validated through a computer aerodynamic tool analyzing its behavior concerning its aerodynamics and stability.

Afterwards, a scale model from 1/1,25 is created in order to be used on the wind tunnel. Data from these tests is compared with the computer aerodynamic tool validating the aircraft throughout this method.

Subsequently a real size prototype is exposed to flight tests validating once again the project.

This being said, the final objective is achieved, suggesting an aircraft, theoretically validated and reinforced with wind tunnel and flight tests, fast-constructed, low budget and able to answer the requirements of a swarm robotics system.

**Key-words:** flying wing, swarm robotics, conceptual design, aerodynamic tunnel, additive manufacturing



# Índice

<b>Índice .....</b>	<b>ix</b>
<b>Índice de Figuras .....</b>	<b>xiii</b>
<b>Índice de Tabelas .....</b>	<b>xv</b>
<b>Lista de Abreviaturas .....</b>	<b>xvii</b>
<b>Lista de Símbolos .....</b>	<b>xix</b>
<b>1 Introdução .....</b>	<b>1</b>
<b>1.1 Motivação .....</b>	<b>1</b>
<b>1.2 Objetivos e Metodologia .....</b>	<b>2</b>
<b>1.3 Outline da Dissertação .....</b>	<b>3</b>
<b>2 Contexto Teórico .....</b>	<b>5</b>
<b>2.1 Aviação Não Tripulada .....</b>	<b>5</b>
<b>2.2 Modelos de Referência .....</b>	<b>5</b>
2.2.1 Raven B .....	6
2.2.2 Wasp .....	6
2.2.3 Skylark I – LEX .....	7
2.2.4 Parrot Disco .....	8
2.2.5 Starry Black Skywalker X8 FPV .....	9
2.2.6 Bullit EVO .....	9
2.2.7 DATAHawk Standard .....	10
2.2.8 Sonicmodell AR. WING .....	11
<b>2.3 Materiais e Processos de Fabrico .....</b>	<b>11</b>
2.3.1 Expanded Polystyrene - EPS .....	11
2.3.2 Extruded Polystyrene – XPS .....	12
2.3.3 Kapa Line .....	12
2.3.4 Polyactic Acid - PLA .....	13
2.3.5 Madeira Balsa .....	14
2.3.6 Compósito .....	14
<b>3 Sistemas de Voo .....</b>	<b>15</b>
<b>3.1 Arquitetura do Sistema .....</b>	<b>15</b>
<b>3.2 Componentes do Sistema .....</b>	<b>17</b>

3.2.1	Piloto Automático .....	17
3.2.2	Módulo GPS .....	19
3.2.3	Computador de Bordo .....	19
3.2.4	Motor .....	20
3.2.5	Variador .....	21
3.2.6	Power Management Board .....	22
3.2.7	Bateria .....	22
3.2.8	Servos .....	24
3.2.9	Rádio Comando .....	24
3.2.10	Radio Telemetria .....	25
3.2.11	Interligação entre Componentes .....	26
<b>3.3</b>	<b>Dimensionamento do Sistema .....</b>	<b>26</b>
<b>4</b>	<b>Design Conceptual .....</b>	<b>29</b>
<b>4.1</b>	<b>Velocidades Requeridas .....</b>	<b>29</b>
<b>4.2</b>	<b>Seleção de Configuração .....</b>	<b>29</b>
4.2.1	Complexidade de Construção e Custo .....	29
4.2.2	Massa .....	30
4.2.3	Qualidade de Voo – Estabilidade e Controlo .....	31
4.2.4	Facilidade de Lançamento Manual .....	31
<b>4.3</b>	<b>Ponto de Projeto .....</b>	<b>32</b>
4.3.1	Carga Alar Analítica .....	33
4.3.2	Carga Alar Modelos de Referência .....	35
4.3.3	Power Loading .....	36
4.3.4	Ponto de Projeto .....	38
<b>4.4</b>	<b>Seleção do Perfil Alar .....</b>	<b>39</b>
<b>4.5</b>	<b>Modelo Final .....</b>	<b>44</b>
4.5.1	Dimensões em XFLR5 .....	44
4.5.2	Análise em XFLR5 - Aerodinâmica .....	45
4.5.3	Análise em XFLR5 – Estabilidade .....	49
4.5.4	Superfície de Controlo .....	55
4.5.5	Modelo 3D .....	57
<b>4.6</b>	<b>Autonomia de Voo Estimada .....</b>	<b>58</b>
<b>5</b>	<b>Validação do Modelo .....</b>	<b>61</b>
<b>5.1</b>	<b>Conceção dos Modelos .....</b>	<b>61</b>
5.1.1	Manufatura Aditiva .....	61

5.1.2	Corte em fio quente .....	63
5.1.3	Colagem.....	65
5.1.4	Modelo Final .....	65
5.1.5	Tempo de Produção e Custo da Estrutura .....	66
<b>5.2</b>	<b>Procedimento Experimental .....</b>	<b>67</b>
<b>5.3</b>	<b>Resultados do Túnel Aerodinâmico.....</b>	<b>70</b>
5.3.1	Análise Aerodinâmica .....	70
5.3.2	Análise de Estabilidade .....	73
<b>6</b>	<b>Programação do Modelo e Ensaios em Voo .....</b>	<b>79</b>
<b>6.1</b>	<b>Configuração do Piloto Automático.....</b>	<b>79</b>
6.1.1	Sistemas de Segurança.....	80
6.1.2	Plano de Voo .....	81
<b>6.2</b>	<b>Ensaios em Voo .....</b>	<b>82</b>
6.2.1	Pré-voo .....	82
6.2.2	Ensaios em Voo.....	83
<b>7</b>	<b>Conclusões .....</b>	<b>91</b>
	<b>Bibliografia .....</b>	<b>93</b>
	<b>ANEXOS.....</b>	<b>1</b>
	<b>Anexo A – Sistema Elétrico e Pin Outs do Pixhawk 4 mini.....</b>	<b>A-1</b>
	<b>Anexo B – Guia de Construção do Modelo Final .....</b>	<b>B-1</b>
	<b>Anexo C – Ensaio de Erro .....</b>	<b>C-1</b>
	<b>Anexo D – Ensaios Túnel Aerodinâmico .....</b>	<b>D-1</b>



# Índice de Figuras

Figura 1 - AeroVironment Raven B (AeroVironment, 2019b).....	6
Figura 2 - AeroVironment Wasp III (Defense Update, 2009) .....	7
Figura 3 - Skylark I (Verdict Media Limited, s.d.) .....	8
Figura 4 - Parrot Disco (C. Hall, 2016) .....	9
Figura 5 - Skywalker X8 (Skywalker, 2015) .....	9
Figura 6 - Bullit EVO (Modellbau Lindinger, s.d.) .....	10
Figura 7 - DataHAWK Standard (QuestUAV Ltd, s.d.) .....	10
Figura 8 - Sonicmodell AR. WING (getfpv, 2019) .....	11
Figura 9 - Arquitetura do Sistema .....	16
Figura 10 - Pixhawk 4 Mini (PX4 Dev Team, 2019) .....	18
Figura 11 - Módulo GPS .....	19
Figura 12 - Raspberry Pi Model 3 B+ (Raspberry Pi, s.d.) .....	20
Figura 13 - Conjunto Motor e Hélice da Aeronave Volantex Ranger 757-4 .....	21
Figura 14 - Variador Easy-Plug 30 A (Banggood, s.d.) .....	22
Figura 15 - Power Management Board (PX4 Dev Team, 2019) .....	22
Figura 16 - Bateria Lion power 4200 mAh 11.1 V (RCnHobby, s.d.) .....	23
Figura 17 - Bateria Zeee Power 5200 mAh (Zeee Power, s.d.) .....	23
Figura 18 - Servo Motor SG90 (Mercado Livre, s.d.) .....	24
Figura 19 - Radio Comando Flash 7.....	25
Figura 20 - SiK Telemetry Radio (ArduPilot Dev Team, 2019) .....	25
Figura 21 - Efeito da Massa em $P_r$ (Hurt Jr., 1965) .....	30
Figura 22 - Ponto de Projeto .....	39
Figura 23 - Coeficiente de sustentação vs alfa para $Re=400000$ - Perfis Alares .....	42
Figura 24 - $\frac{C_L}{C_D}$ vs alfa para $Re=400000$ - Perfis Alares .....	43
Figura 25 - Parâmetro $\frac{C_L^3}{C_D}$ vs alfa $Re=400000$ - Perfis Alares .....	43
Figura 26 - Modelo da Aeronave em XFLR5 .....	45
Figura 27 - Impulso Necessário - XFLR5 .....	46
Figura 28 - Coeficiente de Sustentação - XFLR5 .....	47
Figura 29 - $C_L$ vs $C_D$ - XFLR5 .....	47
Figura 30 - Eficiência Aerodinâmica - XFLR5 .....	48
Figura 31 - Parâmetro $\frac{C_L^3}{C_D}$ vs $\alpha$ - XFLR5 .....	48
Figura 32 - Asa Voadora e Respetivos Pontos de Interesse (Müller, s.d.) .....	51
Figura 33 - Coeficiente de Momento de Picada – XFLR5 .....	52
Figura 34 - Coeficiente de Momento de Picada - XFLR5 .....	53
Figura 35 - Coeficiente de Momento de Guinada - XFLR5 .....	54

Figura 36 - Coeficiente de Momento de Rolamento - XFLR5 .....	55
Figura 37 - Modelo com Elevons a 15° de Deflexão .....	56
Figura 38 - Coeficiente de Momento de Picada com 20% da Asa como Aileron .....	56
Figura 39 - Modelo Final em SolidWorks com Componentes .....	57
Figura 40 - Componentes do Corpo Central .....	62
Figura 41 - Impressão 3D Modelo Ensaiado em Túnel Aerodinâmico .....	63
Figura 42 - Corpo Central Modelo Ensaiado em Túnel Aerodinâmico .....	63
Figura 43 - Máquina de Corte do CIAFA .....	64
Figura 44 - Fonte de Alimentação Máquina de Corte .....	64
Figura 45 - Modelo Túnel Aerodinâmico Real vs Modulação 3D .....	65
Figura 46 - Modelo Final .....	66
Figura 47 - Sistema de Eixos do Túnel Aerodinâmico .....	67
Figura 48 - Modelo Inserido no Túnel Aerodinâmico .....	68
Figura 49 - Centro Fuselado no Túnel Aerodinâmico .....	69
Figura 50 - Bloco e Suporte Túnel Aerodinâmico .....	69
Figura 51 - Coeficiente de Sustentação - Túnel Aerodinâmico .....	71
Figura 52 - $C_L$ vs $C_D$ - Túnel Aerodinâmico .....	71
Figura 53 - $\frac{C_L}{C_D}$ vs $\alpha$ - Túnel Aerodinâmico .....	72
Figura 54 - Parâmetro $\frac{C_L^3}{C_D}$ vs $\alpha$ – Túnel Aerodinâmico .....	73
Figura 55 - Coeficiente de Momento de Picada - Túnel Aerodinâmico .....	74
Figura 56 - Coeficiente de Momento de Picada Reduzido - Túnel Aerodinâmico .....	75
Figura 57 - Coeficiente de Momento de Picada - Túnel Aerodinâmico .....	76
Figura 58 - Coeficiente de Momento de Guinada - Túnel Aerodinâmico .....	77
Figura 59 - Coeficiente de Momento de Rolamento - Túnel Aerodinâmico .....	78
Figura 60 - Plano de Voo .....	82
Figura 61 - Modelo Final .....	82
Figura 62 - Modo de Lançamento do Modelo e Registo da Trajetória do Último Voo .....	84
Figura 63 - Velocidade GPS do Modelo .....	86
Figura 64 - Comandos de Throttle ao Longo do Tempo .....	87
Figura 65 - Consumo Acumulado de Corrente de Descarga da Bateria .....	87
Figura 66 - Ângulo de Rolamento do Modelo .....	89
Figura A-1 - Componentes do Sistema Elétrico Vista de Topo e de Retaguarda .....	A-3
Figura B-1 -Componentes do Corpo Central com Suportes .....	B-1



# Índice de Tabelas

Tabela 1 - Síntese de Massa e Dimensões dos Equipamentos .....	26
Tabela 2 - Analytic Hierarchy Process .....	32
Tabela 3 - Síntese Modelos de Referência .....	36
Tabela 4 - Power Loading Máxima Velocidade Horizontal .....	37
Tabela 5 - Power Loading Máxima Razão de Subida.....	38
Tabela 6 - Valores da Análise em XFLR5 para os 4 Perfis Auto Estáveis .....	42
Tabela 7 - Valores de Referência do Modelo Final.....	44
Tabela 8 - Resumo de Análise Aerodinâmica do Modelo em XFLR5 - Sustentação Fixa .....	49
Tabela 9 - Resumo de Análise Aerodinâmica do Modelo em XFLR5 - Velocidade Fixa.....	49
Tabela 10 - Especificações Modelo Ensaiado em Túnel Aerodinâmico .....	61
Tabela 11 - Dados de Impressão 3D .....	62
Tabela 12 - Síntese dos Sistemas de Segurança.....	81
Tabela 13 - Autonomia da Primeira Bateria - Primeiro e Segundo Voos.....	85
Tabela 14 - Autonomia da Segunda Bateria - Terceiro Voo .....	85
Tabela B-1 - Especificações Impressora 3D .....	B-1



# Lista de Abreviaturas

2D	Duas dimensões
3D	Três dimensões
AC	Centro Aerodinâmico
AGL	<i>Above Ground Level</i>
AHP	<i>Analytic Hierarchy Process</i>
AR	<i>Aspect Ratio</i>
ASL	<i>Above Sea Level</i>
BEC	<i>Battery Eliminator Circuit</i>
CAD	<i>Computer Aided Design</i>
CG	Centro de Gravidade
CIAFA	Centro de Investigação da Academia da Força Aérea
CNC	Máquinas de Comando Numérico
EPP	<i>Expanded Polypropylene</i>
EPS	<i>Expanded Polystyrene</i>
FPV	<i>First Person View</i>
GCS	<i>Ground Control Station</i>
GPS	<i>Global Position System</i>
I&D	Investigação e Desenvolvimento
IMU	<i>Inertial Measurement Unit</i>
LiPo	<i>Lythium Polymer</i>
LOS	<i>Line of Sight</i>
MAC	<i>Mean Aerodynamic Chord</i>
MAV	<i>Micro Air Vehicle</i>
ME	Margem Estática
NATO	<i>North Atlantic Treaty Organization</i>
NP	Ponto Neutro
PITVANT	Projeto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não Tripulados
PLA	<i>Polyactic Acid</i>
PMB	<i>Power Management Board</i>
PPM	<i>Pulse Position Modulation</i>

PWM	<i>Pulse Width Modulation</i>
RC	<i>Radio Controlled</i>
RPM	Rotações Por Minuto
STL	<i>Stereolitography</i>
UAS	<i>Unmanned Aerial System</i>
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
XPS	<i>Extruded Polystyrene</i>

# Lista de Símbolos

## Símbolos com letras gregas

$\rho_0$	Densidade do ar ao nível médio das águas do mar
$\alpha$	Ângulo de ataque
$\theta$	Ângulo de subida
$\lambda$	Afilamento
$\mu$	Viscosidade dinâmica do fluido
$\nu$	Viscosidade cinemática do fluido
$\rho$	Densidade do ar
$\eta_p$	Eficiência do hélice

## Símbolos com letras romanas

$\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$	Valor de eficiência aerodinâmica máxima
$\bar{c}_n$	Corda média na secção n
$\left(\frac{L}{D}\right)$	Eficiência aerodinâmica
$\bar{x}_n$	Distância da corda média ao bordo de ataque
$\bar{y}_n$	Posição da corda média ao longo da envergadura
$C_{D_0}$	Coefficiente de resistência parasita
$C_{D_i}$	Coefficiente de resistência induzida
$C_{L_{max}}$	Coefficiente de sustentação máximo
$C_D$	Coefficiente de resistência aerodinâmica
$C_l$	Coefficiente de momento de rolamento
$C_L$	Coefficiente de sustentação
$C_m$	Coefficiente de momento de picada
$C_n$	Coefficiente de momento de guinada
$c_n$	Corda em n (início da secção)
$c_{n+1}$	Corda em n+1 (fim da secção)
$c_r$	Corda na raiz da asa
$c_t$	Corda na ponta da asa
$\bar{c}$	Corda média da asa

$P$	Potência ao veio
$P_r$	Potência necessária
$S_n$	Área da secção n
$T_r$	Impulso necessário
$V_{max}$	Velocidade máxima
$V_y$	Velocidade de subida
$\frac{W}{P}$	<i>Power loading</i>
$\frac{W}{S}$	Carga alar
$X_{CG}$	Distância do centro de gravidade ao bordo de ataque
$x_n$	Distância de n (início da secção) ao bordo de ataque
$x_{n+1}$	Distância de n+1 (fim da secção) ao bordo de ataque
$X_{NP}$	Distância do ponto neutro ao bordo de ataque
$y_n$	Distância de n (início da secção) ao centro ao longo da envergadura
$y_{n+1}$	Distância de n+1 (fim da secção) ao centro ao longo da envergadura
$b$	Envergadura da asa
$D$	Resistência aerodinâmica
$e$	Fator de <i>Oswald</i>
$L$	Sustentação
$R$	Constante do ar
$Re$	Número de <i>Reynolds</i>
$S$	Área alar
$W$	Peso
$k$	Fator do Coeficiente de Resistência Induzido pela Sustentação

# Capítulo 1

## 1 Introdução

### 1.1 Motivação

A crescente importância dos *Unmanned Aerial Vehicles* (UAV) nos atuais contextos operacionais e a sua, nunca antes vista, variedade de ambientes possíveis de serem utilizados, leva a que seja necessária uma configuração de baixo custo e eficiente deste tipo de meios (Edi et al., 2008).

A utilização recorrente destes veículos, principalmente de asa fixa ou rotativa, faz com que entusiastas construam os seus próprios modelos, devido ao facto da sua manufatura apresentar um custo inferior à compra de um sistema similar, produzido em fábrica. O processo de manufatura engloba o projeto do sistema, testes de desempenho aerodinâmico e avaliação dos requisitos mecânicos e elétricos que satisfaçam as necessidades do utilizador. Além disso, requer, ainda, testes em voo que avaliem o desempenho global do veículo, tanto em voo manual<sup>1</sup> como em voo autónomo<sup>2</sup> (Setiawan et al., 2018).

Os sistemas autónomos de veículos não tripulados têm provocado bastante interesse dentro de todo o tipo de meios como o espaço, o céu, o mar e a terra, não sendo exclusivos e podendo atuar entre si, visto que conquistam resultados positivos em trabalhos repetitivos, perigosos e de obtenção de informação em ambientes hostis e remotos (Schoenwald, 2000).

Os veículos autónomos, não necessitando de um controlo direto por parte de um ser humano, visam satisfazer necessidades operacionais como detonação de munição, navegação para obtenção de informação, reconhecimento militar, transporte de bens, entre outros (Schoenwald, 2000).

O sistema de missão cooperativo, também denominado de *swarm robotics*, é uma abordagem ao *design* de um regime composto por um grande número de robôs simples, autónomos e com controlo descentralizado inspirada num âmbito biológico (Sahin, 2005). Cada um destes elementos deve tomar decisões baseadas nas leituras

---

<sup>1</sup> Voo controlado por um operador.

<sup>2</sup> Voo pré-programado e controlado pelo piloto automático.

dos sensores e em coordenação com os outros. Este tipo de sistema pode trazer grandes vantagens quando comparado com o controlo tradicional (controlo autónomo sem interconexão), tal como a flexibilidade, robustez contra falhas, complementaridade e capacidade de expansão inerente (Sahin, 2005).

O interesse neste programa por parte do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA) remonta ao Projeto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não Tripulados (PITVANT) onde um dos objetivos propostos seria o controlo cooperativo de aeronaves não tripuladas, tendo em consideração a realização de uma determinada missão. Tendo sido um dos objetivos da terceira fase do projeto apresentado (Sousa Rodrigues, 2009), a utilidade do controlo cooperativo mantém-se interessante e atual.

O controlo cooperativo pode ser entendido, do ponto de vista militar, como um método inovador de utilização de várias plataformas, com capacidades heterogéneas, que consigam distribuir a necessidade de sensores, essenciais à missão pretendida, por todas elas. Estas plataformas são, assim, necessariamente baratas e de menor porte comparativamente à utilização de apenas um veículo para toda a missão, não necessitando para o seu fabrico, da experiência acumulada de uma indústria aeronáutica (Sousa Rodrigues, 2009).

Numa primeira fase, em que se pretende desenvolver as estratégias de cooperação, os requisitos de carga máxima da aeronave em missão são baixos e, como tal, é necessário desenvolver uma estrutura que tenha em consideração o sistema de controlo cooperativo, e que satisfaça os requisitos do contexto do mundo atual, sendo de fácil manufatura, de baixo custo e de utilização comum.

Este desenvolvimento surge com uma importância vital para a condução de atividades de Investigação e Desenvolvimento (I&D) do CIAFA na área do controlo cooperativo.

## **1.2 Objetivos e Metodologia**

Numa área que se encontra numa evolução constante e com bastante conteúdo já desenvolvido e disponível, sem qualquer tipo de restrições, esta dissertação de mestrado propõe validar um veículo aéreo, criada através de processos simples, rápidos e não dispendiosos, que satisfaça, em primeira instância, os requisitos do controlo cooperativo.



Estes requisitos passam por ter um sistema constituído por um piloto automático, um computador de bordo e uma plataforma de controlo de posição (como é o caso do *Global Position System* - GPS). Contudo, prevê-se, também, o cumprimento de objetivos secundários como:

- Custo reduzido da estrutura;
- Fácil operação do modelo, utilizando plataformas intuitivas;
- Utilização de equipamento mínimo de controlo e comunicação entre o modelo e a *Ground Control Station* (GCS).

A validação do modelo acontece não só em termos teóricos, baseando-se em doutrina e mostrando um possível resultado final, mas também em termos práticos, recorrendo a testes em túnel aerodinâmico e ensaios em voo.

O modelo é sujeito a estudos computacionais que comprovam a sua viabilidade, aquando da sua construção. A necessidade de validar o modelo em túnel aerodinâmico cria a carência de um protótipo à escala de 1/1,25, por forma a poder ser utilizado nesse mesmo túnel. É ainda fabricado um modelo à escala real com o intuito de o submeter a ensaios em voo, analisando os dados retirados desses mesmo ensaios.

O processo termina com a plataforma proposta validada e com capacidade para ser um meio de desenvolvimento do controlo cooperativo para o CIAFA.

### **1.3 Outline da Dissertação**

A presente dissertação está organizada em sete capítulos principais, que distinguem as sete fases do projeto e conceção do conceito de aeronave proposto ao sistema de controlo cooperativo.

Após ser focada a estruturação e contextualização do projeto, o segundo capítulo apresenta um contexto teórico da problemática salientando conceitos básicos, essenciais para a compreensão do projeto, expondo alguns modelos que foram tomados como referência e as opções de materiais de construção viáveis de serem utilizados.

Seguidamente, o terceiro capítulo mostra, a nível elétrico, toda a arquitetura que satisfaz as capacidades necessárias para cumprir o objetivo do projeto, concluindo com os sistemas essenciais para o voo.

O capítulo quatro, por sua vez, explica o desenvolvimento do processo de *design* conceptual da aeronave, propondo um modelo final validado através de

simulações computacionais. Ainda neste capítulo, é prevista, de uma forma simplificada, a autonomia do modelo final.

O capítulo cinco descreve a construção do modelo de túnel aerodinâmico, bem como toda a análise e respectivo método experimental dos dados obtidos segundo os testes realizados, culminando na validação do modelo.

O capítulo seis apresenta a programação do piloto automático do modelo final, as considerações relativas aos ensaios em voo e a respectiva análise dos dados obtidos através dos mesmos.

Por fim, o capítulo sete apresenta as conclusões finais da dissertação, ressaltando possíveis perspectivas de continuidade do presente projeto e as limitações que surgiram durante a concretização do mesmo, que poderão ser repensadas futuramente.

## Capítulo 2

# 2 Contexto Teórico

## 2.1 Aviação Não Tripulada

O Departamento de Defesa dos Estados Unidos da América define *Unmanned Vehicle*<sup>3</sup> como um veículo propulsionado que não carrega um operador humano, e que pode ser operado de forma autónoma ou remota, dispensável ou recuperável e, com possibilidade de ainda ter carga letal ou não letal (Department of Defense USA, 2007).

Os UAV distinguem-se dos *Unmanned Aerial System* (UAS), pelo conteúdo que cada um engloba. O primeiro refere-se apenas à aeronave em si, enquanto que o segundo abrange todas as plataformas necessárias para operar o sistema global, incluindo o próprio UAV, o sistema de controlo, câmara, GCS, todo o software, bem como, os utensílios necessários para a sua manutenção (Jurovich Surveying, 2019).

Os UAS podem ser distribuídos por várias classes segundo a *North Atlantic Treaty Organization* (NATO). Em paralelo com o presente projeto, podem destacar-se as duas primeiras categorias da primeira classe, onde estão aglomerados os UAS com menos de 150 kg de peso máximo à descolagem. A primeira categoria, denominada de micro, é caracterizada por uma produção de energia menor que 66 J nestes veículos, uma altitude operacional até 200 ft *Above Ground Level* (AGL) e um raio de missão até 5 km *Line of Sight* (LOS) como é o exemplo do UAS *Black Widow* (Keennon & Grasmeyer, 2001). A segunda categoria engloba os veículos mini, identificáveis pelo peso máximo de 15 kg, com uma altitude operacional até 3000 ft AGL e um raio de missão até 25 km LOS, como é o caso do *Skylark* (NATO, 2014).

## 2.2 Modelos de Referência

Esta secção referencia alguns dos modelos que podem ser tomados como exemplo no âmbito deste projeto. Tendo por princípio a conceção de uma aeronave pequena e de baixo custo, nesta secção são detalhados modelos mais abrangentes, abundantemente utilizados na indústria aeronáutica, e modelos mais simples, normalmente associados ao utilizador comum.

---

<sup>3</sup> Na sua publicação “*Unmanned Systems Roadmap*”.

### 2.2.1 *Raven B*

O modelo *Raven B*, da empresa *AeroVironment*, foi adquirido pelo Exército Português no âmbito do projeto de Sistemas Aéreos não Tripulados, integrado na Lei de Programação Militar de 2015 (Exército Português, 2018). Esta aquisição contou com um fornecimento de doze sistemas constituídos, cada um, por três UAV, uma GCS e três tipos de câmaras (Exército Português, 2019). Este veículo é considerado o UAV mais utilizado no mundo, ideal para voos de reconhecimento a baixa altitude e missões dependentes da rápida implantação e manobrabilidade. O seu tipo de lançamento é manual, podendo ser operado em condições de muita ou pouca luminosidade (AeroVironment, 2019b).

Com uma envergadura de 1,4 m e um comprimento de 0,9 m, esta aeronave conta com um alcance máximo de 10 km e consegue atingir velocidades de até 44 KTS, com um peso de 1,9 kg (AeroVironment, 2019a).

Relativamente à sua estrutura, esta pode ser considerada convencional, visto que é constituída por uma fuselagem, uma asa e uma cauda. Salienta-se, ainda o seu motor na parte traseira da asa como é possível identificar na Figura 1.



Figura 1 - AeroVironment Raven B (AeroVironment, 2019b)

### 2.2.2 *Wasp*

Os MAV, ou *Micro Air Vehicles*, definiam-se, na época da construção deste modelo, como veículos aéreos micro, com um peso máximo à decolagem de 1 a 5 kg. Estes podiam ser utilizados no combate aéreo, tornando-os *Battlefield Air Targeting Micro Air Vehicle* (Prior et al., 2009). O *Wasp* apareceu como um modelo deste tipo, para satisfazer as necessidades do *Air Force Special Operations*

*Command*. Fabricado pela *Aerovironment, Inc.*, o *Wasp* funciona com o mesmo sistema de controlo terrestre que o *Raven B*, contando com um tempo de voo de 45 minutos e um alcance máximo de 5 km (Defense Update, 2009). Com uma envergadura de 0,723 m e um comprimento de 0,254 m, este veículo pesa 0,453 kg, e opera a uma altitude de mais de 152 metros acima do solo. É propulsionado por um motor elétrico e utiliza baterias *Lythium Polymer* (LiPo) recarregáveis (U. S. Air Force, 2007). O modelo pode ser utilizado tanto em operações sobre a terra, como em operações sobre o mar. A sua configuração permite a aterragem através de uma perda agravada, em qualquer uma destas situações (Air Force Technology, s.d.). No que concerne ao seu *design*, este sistema mostra-se como um UAV convencional com o motor na parte frontal e um compartimento onde carrega os componentes eletrónicos, como demonstrado na Figura 2.



Figura 2 - AeroVironment Wasp III (Defense Update, 2009)

### 2.2.3 Skylark I – LEX

Numa gama com um peso mais elevado em relação ao modelo anterior, mas ainda dentro dos mini *UAS*, o *Skylark I – LEX*, é a última evolução dos sistemas *Skylark I*, testados em combate com elevado desempenho e entregues a mais de 30 utilizadores mundiais (Elbit Systems, s.d.). Com um peso à descolagem de 7,5 kg, um teto operacional de cerca de 4,5 km e um raio de alcance de 40 km, este veículo conta com uma envergadura de 3 metros e um *design* similar ao *Wasp*, visto que apresenta um compartimento para componentes eletrónicos e o motor, posicionado na parte

frontal (Elbit Systems, s.d.). Esta estrutura é identificável na Figura 3, que mostra ainda a forma de lançamento manual deste veículo. Visto ser um veículo utilizado essencialmente no meio militar, não apresenta mais informações disponíveis em relação aos seus aviónicos, por forma a não comprometer o seu uso aos utilizadores.



Figura 3 - Skylark I (Verdict Media Limited, s.d.)

#### 2.2.4 Parrot Disco

O UAV *Parrot Disco* é uma aeronave com um *design* simples de asa voadora, feita em compósito de carbono no corpo central e com uma estrutura de asa fixa em *Expanded Polypropylene* (EPP), como se pode identificar na Figura 4. Conta com a presença de um piloto automático, fabricado pela companhia *Parrot*, que permite voo em *First Person View* (FPV) (Parrot, s.d.). Está dimensionado em 1150x580x120 mm, tem um peso de 0,750 kg e uma bateria de 2700 mAh de 3 células, conferindo ao modelo uma autonomia de 45 minutos de voo. Tem ainda dois servomotores de 5 V e um motor de 1280 Kv, que o permite voar a 80 km/h (50 KTS), até um alcance máximo de 2 km (Parrot, s.d.). Esta aeronave, com uma envergadura de 1,150 m, tem uma corda média de 0,250 m, sendo que a corda na raiz e na ponta da asa é de 0,350 m e 0,150 m, respetivamente. É um veículo com um preço consideravelmente elevado, quando comparado com outros da mesma gama. Neste sentido, a sua produção foi descontinuada e não está prevista, atualmente, nenhuma versão seguinte.



Figura 4 - Parrot Disco (C. Hall, 2016)

### 2.2.5 Starry Black Skywalker X8 FPV

O UAV *Skywalker X8* é uma asa voadora de maiores dimensões, comparativamente ao *Parrot Disco*. O modelo é todo fabricado em espuma, com um compartimento de acesso no corpo central, onde se localizam os componentes eletrónicos essenciais, como demonstra a Figura 5 (FPV Model, s.d.). Com uma envergadura de 2,120 m, uma área alar de 80 dm<sup>2</sup> e um peso máximo à descolagem de 2 kg (Skywalker, 2015). O sistema propulsivo e de energia é composto por um motor de 900 Kv com um hélice de 12x6 ou 12x8, uma bateria LiPo com capacidade entre 6000 a 10000 mAh de 4 células e um Variador de 60 A (FPV Model, s.d.).



Figura 5 - Skywalker X8 (Skywalker, 2015)

### 2.2.6 Bullit EVO

A aeronave *Bullit Evo* tem uma configuração de asa voadora com uma envergadura de 0,840 m, como é possível observar na Figura 6, construída em balsa e com um peso máximo à descolagem de 1,2 kg. Requer um motor XPower XC3520/10, uma bateria de 4 células para o alimentar e oferece 592 W de potência

(TOPMODEL, 2017). Em oposição aos modelos previamente referidos, os componentes eletrónicos deste UAV encontram-se dispersos ao longo de zonas específicas das asas, sendo que, apenas o motor se localiza na zona frontal do corpo central (TOPMODEL, 2017).



Figura 6 - Bullit EVO (Modellbau Lindinger, s.d.)

### 2.2.7 DATAHawk Standard

Este modelo de asa voadora, lançado à mão, tem um peso de 2,15 kg e uma envergadura de 1,164 m no seu modelo *Standard* (QuestUAV Ltd, s.d.). É maioritariamente utilizado para mapeamento de território, tanto na área da construção, como no setor de minas (QuestUAV Ltd, s.d.). Conta com duas baterias de 11,1 V e 4000 mAh que alimentam um motor *Brushless* de 360 W tendo ainda uma área alar de 47 dm<sup>2</sup> (QuestUAV Ltd, s.d.). À semelhança dos outros modelos, este UAV resguarda os seus componentes eletrónicos no corpo central e o sistema propulsivo encontra-se na retaguarda, como se pode identificar na Figura 7.



Figura 7 - DataHAWK Standard (QuestUAV Ltd, s.d.)



### 2.2.8 Sonicmodell AR. WING

Com uma estrutura em EPP, à semelhança do modelo *Parrot Disco*, e reforço em fibra de carbono, como se deteta na Figura 8, este modelo de asa voadora conta com uma envergadura de 0,9 m e um peso máximo de 0,430 kg (getfpv, 2019). É propulsionado por um motor *Brushless* de 2300 Kv na retaguarda da aeronave e alimentado por uma bateria de 4000 mAh, localizada no corpo central, juntamente com os restantes componentes eletrónicos (getfpv, 2019). Este modelo conta com uma área alar de 19 dm<sup>2</sup>, tendo uma corda média de 0,208 m.



Figura 8 - Sonicmodell AR. WING (getfpv, 2019)

## 2.3 Materiais e Processos de Fabrico

No meio aeronáutico, a construção leve e resistente é essencial à boa operação das aeronaves. A resistência necessária para a construção de uma aeronave é determinada pelo seu tipo de missão, visto ser impossível para um único veículo aéreo operar com as características necessárias para todo o tipo de missões (U.S. Department of Transport, 2012).

Existem vários materiais disponíveis para a construção de aeronaves de pequeno porte, como a que se pretende neste projeto. Entre os materiais possíveis, destacam-se seis que são comparados segundo a massa específica, métodos de manufatura, manipulação dos mesmos e preço-base associado.

### 2.3.1 Expanded Polystyrene - EPS

O Poliestireno é um material termoplástico e, como tal, podem destacar-se características genéricas como a maleabilidade, a resistência a variações de temperatura e a resistência a quedas. Dentro desta coletânea de materiais, podemos salientar o Poliestireno Expandido (EPS), comumente denominado de esferovite, que,

pelo seu método de fabrico, tem uma baixa massa específica com valores entre 9 a 25 kg/m<sup>3</sup> (Fibrosom, 2018). Este material permite uma grande precisão e versatilidade, uma vez que diferentes massas específicas e espessuras possibilitam adequar o material ao objetivo (Fibrosom, 2018).

O EPS pode ser trabalhado através do corte com fio quente, corte mecânico ou placa moldada (Tirone, 2014). É de referir que o primeiro método se revela como o mais interessante, devido ao facto de o CIAFA possuir os meios necessários para trabalhar o EPS através de máquinas de comando numérico (CNC), de corte de fio quente ou de maquinação por fresadora.

Os valores de compra deste tipo de materiais, através da empresa Sotecnisol, por exemplo, vão desde os 0,5 aos 16 euros por metro quadrado, dependendo do tamanho das placas e da espessura das mesmas (Fibrosom, 2018).

### 2.3.2 *Extruded Polystyrene – XPS*

As placas de XPS, também denominada de espuma, têm um elevado fator de compressibilidade, visto que as suas células de polímeros são 100% fechadas, e conseguem ser facilmente cortadas e moldadas às necessidades do utilizador (Remak, s.d.). A sua forma rígida confere-lhe uma resistência elevada à absorção de água, bem como boas capacidades físicas e térmicas (Remak, s.d.). Este tipo de material pode ter valores de massa específica que variam entre 28 e 45 kg/m<sup>3</sup> (Remak, s.d.). O custo deste material é semelhante aos valores apresentados para o EPS.

### 2.3.3 *Kapa Line*

O *Kapa Line* distingue-se dos anteriores pelas suas camadas de folha de cartão branco que cobrem a superfície superior e inferior da espuma. Estas camadas proporcionam um nível de rigidez que contrasta com a sua leveza, tornando este material uma opção viável na criação de *passepartout*, *framing* e outro tipo de trabalhos criativos (Kohlschein, 2017). Um grande fator de interesse neste tipo de material é a sua facilidade de manuseamento e capacidade com que pode ser trabalhado, visto que tanto o corte como o redimensionamento podem ser feitos com utensílios simples, tal como bisturis. O seu preço varia, à semelhança dos anteriores, de acordo com a sua espessura, porém, uma placa de 5 mm deste material pode

custar cerca de 8 euros por metro quadrado (AKI, 2020). A sua massa específica varia, também, consoante a espessura das placas disponibilizadas e, para uma placa de 5 mm, poderá rondar o valor de 47 kg/m<sup>3</sup> (3A Composites GmbH, 2011).

#### 2.3.4 *Polyactic Acid - PLA*

O polímero *PLA*<sup>4</sup> é constituído por moléculas de ácido láctico, de origem biológica e de fontes naturais e recicláveis. Apresenta propriedades químicas, como a sua considerável rigidez e processabilidade termoplástica, e propriedades biológicas, como a sua biodegradabilidade (Caminero et al., 2019, p. 2). Este material é muito utilizado em processos de manufatura aditiva, também denominada de impressão a três dimensões (3D), que consiste na reprodução física de um modelo digital que pode ser criado através de qualquer tipo de *software* de *Computer Aided Design* (CAD) ou até mesmo através de *scanners* 3D. Após este procedimento, o *software* de impressão (como é o caso do *Ultimaker Cura 4.4*) converte o ficheiro em várias camadas, traduzindo-o num documento de leitura acessível para a impressora 3D (Industry, 2017).

A utilização da impressão 3D demonstra ter vantagens como: o encurtamento do ciclo de produção utilizando poucas ferramentas para a manufatura; o recurso a menos material; a redução do tempo entre o *design* e o desenvolvimento do produto; e ainda o aumento da complexidade e detalhe que, através de processos de manufatura tradicionais, se tornam difíceis ou até impossíveis de atingir (dos Santos, 2016, p. 3). A massa específica do PLA, na maioria das suas manufaturas, é de 1240 kg/m<sup>3</sup> quando se encontra no seu estado natural, não estando misturado com outros materiais como metal ou madeira (Emiliano, 2019).

---

<sup>4</sup> do inglês *Polylactic Acid*, é um dos mais comuns bioplásticos utilizados atualmente, com aplicações práticas promissoras desde o fabrico de copos de plástico na indústria alimentar, passando pela indústria automóvel e tendo até aplicações na saúde, como é o caso da manufatura de componentes integrantes de implantes médicos (Caminero et al., 2019; Ken Giang, s.d.).

### 2.3.5 *Madeira Balsa*

A balsa é um material celular natural com rácios de rigidez/peso e força/peso notáveis e características de absorção de energia excelentes (Da Silva & Kyriakides, 2007). Estas qualidades provêm da sua microestrutura, baseada em longas e finas estruturas celulares (Da Silva & Kyriakides, 2007). A sua microestrutura complexa confere a este material resultados de anisotropia em propriedades mecânicas segundo as direções axiais, tangenciais e radiais. É, portanto, deveras resistente na sua direção axial. Todavia, nas direções tangenciais e radiais a sua fraqueza é notável (Da Silva & Kyriakides, 2007). A sua massa específica média, quando se encontra seco, é de cerca de  $150 \text{ kg/m}^3$  e o seu preço varia consoante a espessura da placa, contudo, uma placa de 3 mm pode custar cerca de 23 euros por metro quadrado (AKI, s.d.; E. Meier, 2015).

### 2.3.6 *Compósito*

São considerados compósitos todos os materiais que ocorram naturalmente ou feitos pelo homem, que sejam constituídos por dois ou mais materiais com propriedades químicas e físicas significativamente distintas, mantendo-se separados numa estrutura única (Hu, 2012). Podem ser categorizados em dois tipos principais, sendo o primeiro os compósitos estruturais, com propriedades mecânicas notáveis e, o segundo, os compósitos funcionais com distinção nas propriedades físicas, químicas e eletroquímicas (Hu, 2012). Este tipo de material tem sido utilizado numa grande variedade de equipamentos e produtos, desde naves espaciais a componentes de aeronave passando por materiais biomédicos e até mesmo baterias (Hu, 2012).

Os materiais compósitos requerem especificações muito próprias no que toca ao seu manuseamento e manufatura, considerada algo demorada, assim como necessitam de material que se apresenta como bastante dispendioso, em comparação com os supramencionados. Apesar destas valências se encontrarem no CIAFA, este material não se apresenta interessante para o sucesso deste projeto, pelas razões supracitadas.

## Capítulo 3

# 3 Sistemas de Voo

## 3.1 Arquitetura do Sistema

Sendo o propósito principal deste projeto a elaboração de uma estrutura que habilite o estudo do controlo cooperativo, identifica-se a necessidade de uma arquitetura de sistema capaz de dar resposta a esta problemática.

Tendo por base o artigo “*Design and Development of an Inexpensive Aquatic Swarm Robotics System*” (Costa et al., 2016), e em concordância com um dos seus autores, foi possível identificar, para o sistema, as seguintes necessidades:

- O sistema deve ter a capacidade de comunicar com uma GCS assim como com outras aeronaves, partilhando informações de estado e, se aplicável, de sistemas de sensores instalados a bordo.
- O sistema deve ser capaz de executar um voo autónomo, cumprindo com planos de voo pré-programados ou seguindo referências de controlo geradas em tempo real, como posição, altitude e velocidade, provenientes tanto diretamente da GCS, como de rotinas carregadas a bordo para esse efeito. As respostas destas rotinas dependem dos dados provenientes de fontes internas, como os sensores de bordo, ou externas, como é o caso de outras aeronaves.
- O sistema deve ainda, por uma questão de redundância e necessidade de configuração inicial de voo, habilitar o controlo manual da trajetória da aeronave.

Estes requisitos são, de forma geral, comuns às principais *testbed* de controlo colaborativo referenciadas na literatura (Kaminer et al., 2004; McLain & Beard, 2004; Pereira et al., 2013; Schmittle et al., 2018).

De forma a satisfazer estes requisitos foi identificada a arquitetura base descrita na Figura 9, através de um diagrama de blocos. Note-se que a arquitetura proposta, apenas identifica uma estrutura de componentes base, que cumpre com os requisitos identificados, sem impor uma determinada solução no *framework* de *software* de comando e controlo, ou no sistema de comunicações. Mitch Campion, Prakash Ranganathan e Saleh Faruque apresentam no artigo “*UAV swarm communication and*

control architectures: a review” (2019) uma revisão detalhada de cada uma dessas soluções em particular.

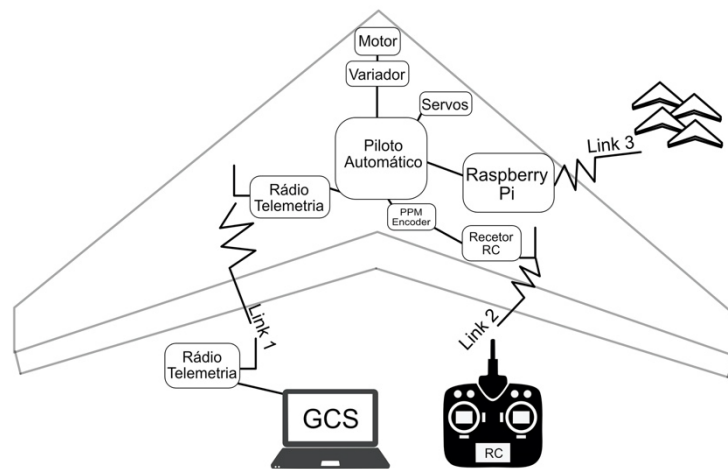


Figura 9 - Arquitetura do Sistema

As três ligações representadas na Figura 9 demonstram as três direções de comunicação com o exterior que a aeronave deve possuir.

A primeira ligação habilita o modelo da comunicação entre a GCS e a aeronave através dos respectivos rádios de telemetria. Este funciona através de um protocolo *MAVLink*<sup>5</sup>, capacitando, em primeira instância, o envio de informações de parâmetros de voo como a posição relativa, altitude, velocidade e localização via GPS do modelo, sendo ainda capaz de enviar parâmetros de energia ao longo do voo, para uma GCS, de forma imediata. No sentido inverso, permite ao operador da GCS enviar comandos de referência para o modelo, como planos de voo definidos, altitudes pretendidas ou até posições específicas no decorrer do voo.

A segunda ligação estabelece-se, através de uma frequência rádio, entre o controlo remoto, pré-programado, e o modelo. A informação é enviada diretamente para o recetor rádio (RC IN) que, através de um codificador *Pulse Position Modulation* (PPM) envia a informação de cada canal para o piloto automático. Este, por sua vez, recebe a informação e responde em conformidade. Esta ligação capacita um piloto de controlar manualmente a trajetória do modelo a partir de um rádio comando.

A terceira ligação estabelece-se entre o piloto automático e o computador de bordo. Este permite o processamento de informações de sensores de bordo, como é

---

<sup>5</sup> Um protocolo de mensagens leve, utilizado na comunicação com *drones* e entre componentes do mesmo (Dronecode Project, s.d.).

o caso dos sensores integrados no piloto automático ou câmaras associadas ao modelo, produzindo uma resposta automática segundo algoritmos pré-definidos. O componente em questão permite ainda a comunicação com os outros modelos através de uma rede sem fios e o envio de comandos para o piloto automático que controla, por sua vez, os restantes componentes do modelo.

Através destas três ligações, torna-se possível possuir várias aeronaves, a voar em simultâneo e a comunicar entre si, com capacidade de processamento suficiente para serem consideradas autónomas, correspondendo ao objetivo do controlo cooperativo.

## **3.2 Componentes do Sistema**

Esta secção apresenta de forma detalhada os componentes selecionados para a implementação da arquitetura anteriormente descrita. Na base da seleção dos componentes expostos de seguida, procurou-se sobretudo considerar a utilização de componentes já existentes em *stock* nos laboratórios do CIAFA, identificando, quando tal for considerado pertinente, uma eventual alternativa.

### **3.2.1 Piloto Automático**

O *Pixhawk* é um projeto de *hardware* que procura providenciar um piloto automático com disponibilidade imediata, elevada qualidade e baixo custo, tendo sido criado para investigações académicas, lazer ou comunidades de desenvolvimento (Auterion, s.d.).

Um dos modelos físicos possível de ser utilizado é o *Pixhawk 4*, que apresenta as dimensões de 44x84x12 mm e uma massa de 15,8 g. Inclui um recetor de GPS (*ublox Neo-M8N GPS/GLONASS receiver*), um barómetro (MS5611), dois conjuntos *Inertial Measurement Unit* (IMU), ICM-20689 e BMI055, constituídos, cada um, por um acelerómetro triaxial e um giroscópio de três eixos, e requer uma tensão elétrica entre 4,75 e 5,25 V (Lorenz Meier, 2018a).

De notar que, devido ao foco da sua conceção se destinar a investigações de cariz académicas, este sistema conta com uma comunidade bastante desenvolvida e aberta ao público, o que se revela pertinente e útil para o sucesso deste projeto.

Visto que as dimensões do componente são um fator crucial para o presente projeto, torna-se ideal a utilização do piloto automático *Pixhawk 4 Mini*, apresentado na Figura 10, que confere a mesma funcionalidade do modelo anterior, diferindo apenas nas dimensões e conectores do dispositivo. Este novo dispositivo pode ser obtido pelo mesmo preço e mostra-se como a opção ideal para o projeto referido (Lorenz Meier, 2018b).



Figura 10 - Pixhawk 4 Mini (PX4 Dev Team, 2019)

Na compra deste modelo pode ser incluído um conjunto de componentes do mesmo fabricante como o respetivo módulo GPS e a *Power Management Board (PMB)*.

Na eventualidade de se querer reduzir o tamanho do modelo, pode ser tido em consideração o *Kestrel Autopilot*, um piloto automático, atualmente fabricado pela empresa *Lockheed Martin* (Lockheed Martin Corporation, 2017). Este modelo consegue tirar partido do seu tamanho reduzido, sem sacrificar, de forma alguma, as suas capacidades, integrando todos os sensores de voo e interfaces de comunicação numa plataforma extremamente pequena, comparável com o tamanho de uma moeda (Lockheed Martin Corporation, 2017).



### 3.2.2 Módulo GPS

O módulo GPS presente na Figura 11, associado ao piloto automático *Pixhawk 4 Mini*, é o *Ubox Neo-M8N* e inclui, no seu interior, o magnetómetro IST8310 (Holybro, 2018).



Figura 11 - Módulo GPS

### 3.2.3 Computador de Bordo

Relativamente ao computador de bordo a ser utilizado neste projeto, podem ser considerados vários modelos como o *NVIDIA TX2*, o *Odroid XU4* ou até o *Intel Edison* (Droneblog, 2017). Contudo, a capacidade de processamento necessária para o desenvolvimento do controlo cooperativo, a facilidade de acesso ao componente e a utilização em sistemas semelhantes ao pretendido, como no artigo “*Design and Development of an Inexpensive Aquatic Swarm Robotics System*” (Costa et al., 2016), levou à escolha do *Raspberry Pi 3 Model B+*.

O *Raspberry Pi* é um computador de baixo custo, de dimensões similares às de um cartão de crédito, que se liga a um monitor ou TV, controlável com um rato e teclado comuns. Este dispositivo permite aprender a programar em linguagens como *Scratch* e *Python*. Para além disso, o *Raspberry Pi* tem a capacidade de interagir com o mundo exterior, podendo ser utilizado para vários projetos, desde máquinas de música, a detetores de pessoas ou até estações meteorológicas (Raspberry Pi, s.d.).

A versão do *Raspberry Pi 3 Model B+*, demonstrada na Figura 12, conta com um processador 64-bit *quad core* de 1.4 GHz, 1 GB de RAM, *Bluetooth 4.2* e uma *dual-band 802.11 b/g/n/ac wireless LAN*. Esta versão é alimentada por um *input* de energia de 5 V (Raspberry Pi, s.d.).



Figura 12 - *Raspberry Pi Model 3 B+* (Raspberry Pi, s.d.)

### 3.2.4 Motor

Relativamente ao tipo de motor a ser utilizado neste projeto, optou-se pelo motor elétrico.

A motorização elétrica distingue-se da motorização a combustão, essencialmente pela sua melhor eficiência na cadeia de conversão de energia (Hepperle, 2012), facilidade de manutenção (topratedanything, s.d.) e pelo facto da sua instalação não necessitar do consumo de combustíveis e consequentemente de um depósito para o seu armazenamento. Este tipo de motorização mostra ser a melhor opção no que concerne um espaço confinado com elevada densidade de componentes eletrónicos.

Os tipos de motores elétricos podem ser distinguidos quanto à sua forma de rotação, sendo dispersos por dois grupos, *brushed* e *brushless*. Apesar de ambos funcionarem alternando a polaridade dos enrolamentos no interior do motor, os segundos distinguem-se uma vez que apresentam maior fiabilidade, maior relação torque/peso e maior tempo de vida, permitindo uma operação com níveis de ruído reduzidos e velocidades de operação mais elevadas (Hatfield, 2018).

O motor seleccionado inicialmente, tendo em conta o parecer dos elementos do CIAFA, a experiência na sua utilização e a disponibilidade do material, foi o B2208/17 *Brushless* 1100 Kv. Este modelo requer entre 2 a 3 células, no caso de baterias LiPo,

pesa 35 g e tem um tamanho de 27,5x26mm sem o veio. Efetua 1100 RPM/V e a sua máxima eficiência é de 78%, sendo que a corrente com máxima eficiência varia entre 4 A e 7 A (acima dos 74%) (HiModel, s.d.). Dada a descontinuidade deste mesmo modelo, e considerando a futura necessidade de adquirir novos motores, foi proposta a utilização do motor da aeronave *Ranger 757-4* da *Volantex*, visto ser uma das aeronaves presentes e disponíveis no CIAFA.

O motor do modelo *Ranger* é o A2212 de 1400 Kv, bastante utilizado em *quadcopters*, aeronaves de asa fixa e helicópteros. Tem potência máxima de 180 W (JSUMO, s.d.), eficiência elevada e chega a requerer uma corrente de 4 a 10 A, quando num regime superior a 75% de eficiência, sendo que a sua máxima eficiência é de 80% (ECLIPSERA, 2017; SHENZHEN 2U, 2015). À semelhança de como é utilizado no veículo *Ranger*, pode-lhe ser aplicada um hélice 8040 (8x4), como mostra a Figura 13.



Figura 13 - Conjunto Motor e Hélice da Aeronave *Volantex Ranger 757-4*

### 3.2.5 Variador

O Variador a utilizar neste projeto é o presente na Figura 14, correspondente ao motor do *Volantex Ranger 757-4*. É um variador de fácil programação, leve e de elevada qualidade, que requer um fornecimento de corrente a uma tensão de 11,1 V entre duas e quatro células de LiPo (Volantex RC, 2012). Suporta uma corrente contínua de 30 A e inclui um sistema de *Battery Eliminator Circuit* (BEC), capacitando o fornecimento de energia ao recetor e aos servos (Volantex RC, 2012).



Figura 14 - Variador Easy-Plug 30 A (Banggood, s.d.)

### 3.2.6 Power Management Board

A PMB representada na Figura 15 proporciona potência regulada ao sistema do *Pixhawk 4 Mini*, ao respetivo variador e envia, ainda, informações ao piloto automático quanto à tensão elétrica da bateria e ao consumo atual (PX4 Dev Team, 2019).

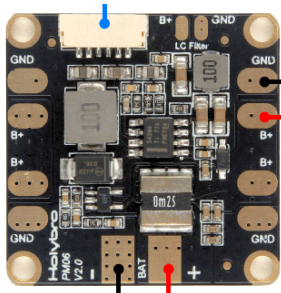


Figura 15 - Power Management Board (PX4 Dev Team, 2019)

### 3.2.7 Bateria

A bateria a ser utilizada para esta aeronave será do tipo LiPo, satisfazendo a necessidade do variador supramencionado. Estas baterias são atualmente a escolha mais comum quando o objetivo é garantir energia por longos períodos de tempo, com elevada potência (Schneider, 2019). No que concerne às vantagens poderão salientar-se vários aspetos, tais como o seu peso, a variedade de tamanhos e formas disponíveis e a sua capacidade de suportar níveis de carga elevados (Schneider, 2019). Quanto às desvantagens, deve referir-se o seu ciclo de vida curto (entre 150 a 250 ciclos), a sua composição química visto que pode, mais facilmente, originar um incêndio, salientando ainda todos os cuidados especiais a ter no que diz respeito ao seu carregamento, descarregamento e armazenamento (Schneider, 2019).

Com base na experiência do CIAFA, o modelo deve necessitar de uma bateria de cerca de 4000mAh. Considerando a disponibilidade deste tipo de baterias no centro de investigação, utilizou-se, para a construção do projeto, a bateria de 4200 mAh de 11,1 V e com 3 células, da fabricante *Lion Power*, como mostra a Figura 16. É de salientar que esta bateria inclui uma ligação XT60, necessária para a conexão com o distribuidor de energia (Gearbest, s.d.).



Figura 16 - Bateria Lion power 4200 mAh 11.1 V (RCnHobby, s.d.)

Com o propósito de melhorar a autonomia do veículo, não menosprezando as dimensões utilizadas como referência para a sua construção, pode ser ainda considerada a bateria *Zeee Power* de 5200mAh e 11,1V (Figura 17).

À semelhança da anterior, esta bateria é composta por três células. Contudo, tem uma capacidade de descarga de corrente contínua de 50C com a possibilidade de descarga imediata a uma corrente de 100C (Zeee Power, s.d.).



Figura 17 - Bateria Zeee Power 5200 mAh (Zeee Power, s.d.)

### 3.2.8 Servos

Tomando por princípio que a aeronave será de asa fixa, o modelo de servos selecionado para este projeto, tendo em conta a experiência acumulada do CIAFA e a disponibilidade imediata do componente, foi o *Servo Motor SG90*. Este servo é considerado de alta qualidade, de pequeno porte e bastante utilizado para veículos destas dimensões (Filipeflop, s.d.). Este modelo, representado na Figura 18, conta com uma tensão nominal de operação entre os 3 V e os 7,2 V. Tem capacidade de executar ângulos de 180°, tendo uma velocidade de 0,12seg/60° (4,8 V) sem carga (AliExpress, s.d.; Filipeflop, s.d.).



Figura 18 - Servo Motor SG90 (Mercado Livre, s.d.)

### 3.2.9 Rádio Comando

Apesar de se prever que o voo da aeronave seja autónomo, a necessidade de uma comunicação *Radio Controlled* (RC) é fundamentada pelo referido na secção 3.1. Para tal, deverá ser utilizado o emissor proposto pelos elementos do CIAFA, *Flash 7*, para o controlo do modelo. A comunicação com a aeronave deverá ser feita através do piloto automático, que se conectará a um codificador PPM e este, por sua vez, ao recetor *OPTIMA 7*, como demonstrado no diagrama de blocos do ponto 3.1 e no Anexo A.

O *Flash 7*, representado na Figura 19, é um emissor produzido pela *HiTEC*, que consegue controlar até 7 canais diferenciais e funciona na gama dos 2,4 GHz (HiTEC, s.d.)





Figura 19 - Radio Comando Flash 7

### 3.2.10 Radio Telemetria

O *SiK Telemetry Radio* é um dispositivo que se apresenta como um rádio pequeno, leve e de baixo custo. Permite um raio de alcance de cerca de 300 m, podendo ser extensível através da utilização de repetidores. Neste rádio está incorporado um *firmware* de código aberto, desenhado especificamente para operar com *MAVLink* (ArduPilot Dev Team, 2019c). Este tipo de rádios funcionam na gama dos 915 MHz ou 433 MHz, à semelhança do disponibilizado pelo CIAFA para este projeto, representado na Figura 20.

Para o presente projeto serão necessários dois rádios por forma a que, por um lado o primeiro se conecte à GCS e, por outro, o segundo se conecte à aeronave. Deste modo, estabelece-se uma ligação entre os dois automaticamente, proporcionando as capacidades referidas no ponto 3.1.



Figura 20 - SiK Telemetry Radio (ArduPilot Dev Team, 2019)

### 3.2.11 Interligação entre Componentes

As conexões que satisfazem as necessidades do sistema encontram-se descritas no esquema do Anexo A, onde são apresentados, também, os respetivos *Pin Outs* do piloto automático, visto ser este o elemento que funciona como elo de ligação entre os componentes referidos. É ainda apresentada uma demonstração das conexões feitas no modelo final.

## 3.3 Dimensionamento do Sistema

A Tabela 1 sintetiza a massa de todos os componentes, o seu consumo quando aplicável, o seu custo e as dimensões dos elementos cujas proporções se apresentam como essenciais para o dimensionamento do modelo. A bateria considerada no desenvolvimento do projeto foi a *Lion Power*, visto ser a que se encontra atualmente disponível no CIAFA.

Tabela 1 - Síntese de Massa e Dimensões dos Equipamentos

SISTEMA	DIMENSÕES (MM)	MASSA (G)	CONSUMO (A)	CUSTO (€)
<b>PX4 MINI</b> (LORENZ MEIER, 2018B)	38x55x15,5	37,8	*	200
<b>GPS</b> (HOLYBRO, 2018)	50 (diâmetro)	31	*	
<b>PMB</b>	N/A	36	*	
<b>RASPBERRY PI</b> (RASPBERRY PI, S.D.)	85x56x17	41	0,95	35
<b>MOTOR + HÉLICE</b>	N/A	78	**	10
<b>VARIADOR</b>	N/A	39	**	13
<b>BATERIA</b> (GEARBEST, S.D.)	138x37x27	270	N/A	20
<b>SERVO</b> (NETTIGO, S.D.)	N/A	9	0,550	4
<b>RC IN</b>	N/A	7	*	N/A
<b>TELEMETRIA</b>	N/A	29	*	20

Os valores de consumo marcados com um asterisco (\*) não se encontram detalhados na bibliografia dos respetivos sistemas. Assim sendo, optou-se como valor



de consumo total destes componentes, sugerido segundo a experiência adquirida dos elementos do CIAFA, 1 A, como referido no ponto 4.6.

O valor de consumo marcado com dois asteriscos (\*\*) depende das características da aeronave final. Deste modo, este valor vai ser apenas estimado na secção 4.6.

Os valores de custo apresentados resultam de uma média dos valores encontrados para a compra destes produtos *on-line*.



## Capítulo 4

# 4 *Design* Conceptual

Este capítulo retrata o processo de desenvolvimento do modelo, justifica as opções tomadas e apresenta a aeronave final juntamente com a análise dos valores computacionais de aerodinâmica e estabilidade da mesma.

### 4.1 Velocidades Requeridas

Para além dos componentes referidos, considerou-se ainda, como requisitos operacionais, que esta aeronave operasse com uma velocidade de cruzeiro de 15 m/s e uma velocidade de perda abaixo dos 9 m/s. É ainda de referir que estas considerações surgiram de uma análise conjunta de valores padrão dos modelos de referência e alguns testes realizados através do programa XFLR5, tendo por base modelos como o referido no ponto 4.5.2.

Considerando o processo de construção de uma aeronave um processo iterativo, deve-se ter em conta que os valores finais do projeto podem ser alterados, por forma a cumprir todos os requisitos do sistema de controlo cooperativo.

### 4.2 Seleção de Configuração

Para determinar o tipo de *design* estrutural da aeronave, foi utilizado o método *Analytic Hierarchy Process* (AHP) desenvolvido por Thomas Saaty (2008). O método em questão demonstrou-se bem sucedido no *design* conceptual de aeronaves (Ferreira, 2019; Franco, 2018; Moreira et al., 2013). Aplicado neste contexto, o AHP pressupõe a comparação de várias configurações de aeronaves, através da atribuição de ponderações a cada parâmetro avaliado. A comparação é feita com base num atributo fixo, que será determinado consoante o critério em questão. Os parâmetros avaliados, considerando o propósito do projeto, foram:

#### 4.2.1 *Complexidade de Construção e Custo*

Considerando que o propósito deste projeto é um UAV de rápida construção e baixo custo, atribuiu-se um peso de 30% a este parâmetro.

Estando os parâmetros complexidade de construção e custo interligados, numa relação diretamente proporcional, optou-se pela agregação dos dois, num único.

Tendo em conta os modelos apresentados, determinou-se que a construção de uma única superfície de sustentação seria cotada com o valor de 10 , a construção de duas superfícies de sustentação teria a cotação de 7,5 e a construção de três superfícies de sustentação seria cotada com 5 . Distinguiu-se, ainda, o modelo *V-tail* do convencional visto que o primeiro é de construção mais simples que a configuração convencional e, conseqüentemente, menor custo, foi-lhe atribuído uma cotação de 8,5.

#### 4.2.2 Massa

Sendo que a massa dos equipamentos para o controlo e missão já está definida, é a variação da massa estrutural que faz aumentar ou diminuir a massa total da aeronave. Como o objetivo do projeto prevê uma aeronave pequena, é relevante optar por soluções leves. Para além disto, é necessário ter em conta que, quanto mais leve for a estrutura, menor será o impulso necessário ( $T_r$ ) para sustentar a situação de voo e a respetiva potência necessária ( $P_r$ ). Esta diferença acontece, principalmente, a baixas velocidades (nomeadamente nas que se enquadram dentro do conceito deste projeto).

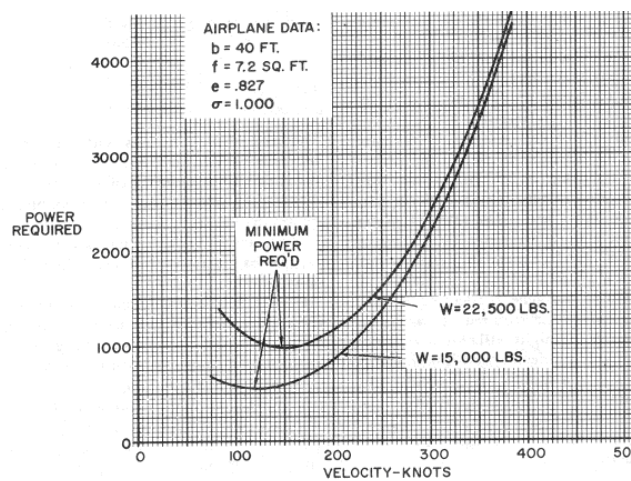


Figura 21 - Efeito da Massa em  $P_r$  (Hurt Jr., 1965)

A Figura 21 mostra que, para as mesmas condições de voo, e para a mesma aeronave, conforme valores descritos em *Airplane Data*, a variação do seu peso, representado por  $W$ , em lbs, faz com que a curva da potência necessária varie. Assim, para um peso maior, esta curva apresenta valores mais elevados de potência requerida. Um exemplo desta diferença, prende-se na comparação do valor mínimo

de potência requerida que, para a aeronave com peso superior, é maior e ocorre a velocidade superior.

Foi atribuído ao critério massa uma consideração de 30% e estabelecido que todas as estruturas, para além da Asa Voadora, seriam cotadas de 7,5 e que a estrutura mais leve, isto é, a Asa Voadora, seria cotada de 10.

#### 4.2.3 *Qualidade de Voo – Estabilidade e Controlo*

Este parâmetro engloba dois níveis diferentes, mas que se relacionam de forma diretamente proporcional: a estabilidade e o controlo. Uma vez que não se consideram características de extrema relevância para o sucesso do projeto, este parâmetro apresenta uma significância de 10%.

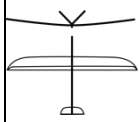
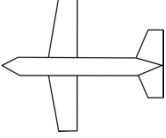
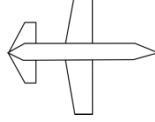
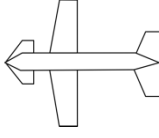

Neste parâmetro valoriza-se a estabilidade estática e dinâmica e o controlo independente para cada eixo (profundidade, pranchamento e direção) de cada configuração. Assim sendo, a *designs* estruturais que pressupõem controlo independente dos três eixos e mais estáveis, foi atribuída a cotação de 10 e a *designs* com controlo independente de dois eixos e menos estáveis foi atribuída uma cotação de 7,5.

#### 4.2.4 *Facilidade de Lançamento Manual*

Uma vez que a aeronave a desenvolver tem como objetivo principal investigar e desenvolver métodos de controlo cooperativo, prevê-se uma utilização de vários modelos idênticos em simultâneo. Deste modo, o seu processo de lançamento, para além de manual, deverá ser simples e rápido. Sendo que este parâmetro assume, neste sentido, alguma relevância, foi-lhe atribuído um peso de 30%.

O critério avalia a capacidade da estrutura em controlar a picada e o pranchamento, aquando do seu lançamento. Assim, modelos com o controlo de profundidade muito próximo do centro de gravidade (como é o caso da Asa Voadora), têm menor controlo de picada. Deste modo, o modelo de Asa Voadora assume o valor de 7, em contrapartida os modelos Convencional e *Canard* apresentam o valor de 10 e os restantes de 8.

Tabela 2 - Analytic Hierarchy Process

Parâmetro	Peso	V-Tail	Convencional	Canard	Três Superfícies	Asa Voadora
						
Complexidade de Construção e Custo	30%	8,50	7,50	7,50	5,00	10,00
Massa	30%	7,50	7,50	7,50	7,50	10,00
Qualidade de Voo	10%	10,00	10,00	10,00	10,00	7,50
Facilidade de Lançamento Manual	30%	8,00	10,00	10,00	8,00	7,00
<b>Total</b>	<b>100%</b>	<b>8,20</b>	<b>8,50</b>	<b>8,50</b>	<b>7,15</b>	<b>8,85</b>

A Tabela 2 apresenta uma síntese do supramencionado, por forma a comparar o valor final desta avaliação, concluindo assim que o modelo a ser utilizado para o desenvolvimento deste projeto será o de Asa Voadora.

### 4.3 Ponto de Projeto

Tendo em consideração que o *design* estrutural de asa voadora tem apenas duas superfícies de controlo, serão necessários dois servo-motores para efetuar o controlo do modelo. Assim sendo, e utilizando os dados descritos na Tabela 1, a massa total dos componentes eletrónicos é de cerca de 0,6 kg. Considerando, segundo proposta dos elementos do CIAFA, derivado da sua experiência com este tipo de modelos, que a estrutura irá assumir a mesma massa, atinge-se o valor de massa total da aeronave de cerca de 1,2 kg.

A estrutura, apesar de simples, terá um corpo central mais reforçado para instalação dos componentes eletrônicos, ao qual estará acoplado o resto da asa voadora. Assim sendo, para efeitos de comparação com o propósito do projeto, foram utilizados apenas os modelos com *design* estrutural de asa voadora nomeadamente: *Parrot Disco*, *AR. Wing*, *Skywalker X8*, *Bullit Evo* e *DATAHawk Standard*.

Reforçando alguns requisitos de voo, tem-se como velocidade cruzeiro 15 m/s, e como velocidade de perda 9 m/s. Considera-se, também, o valor de coeficiente de sustentação máximo ( $C_{Lmax}$ ) e o valor de coeficiente de resistência parasita ( $C_{D0}$ ) de 0,9 e 0,008 respetivamente, valores estes que resultaram de um balanço de várias experiências computacionais no programa XFLR5, como as referidas nas secções 4.4 e 4.5.2 desta dissertação e por último, um alongamento ( $AR^6$ ) entre 2,5 e 3,5 para voar a uma altitude cruzeiro de 1000 ft.

Por forma a fundamentar, teoricamente, o ponto de desenvolvimento do projeto, foram avaliados os parâmetros de carga alar e *power loading*. Estes parâmetros foram calculados de forma analítica, tendo em consideração os requisitos do projeto. No caso da carga alar, os valores obtidos foram comparados com a média dos modelos de referência pertinentes.

#### 4.3.1 Carga Alar Analítica

A carga alar é obtida através da relação entre o peso da aeronave e a área alar da mesma.

Com o intuito de respeitar os requisitos operacionais, procedeu-se à avaliação da carga alar para a velocidade de perda e a carga alar para máxima autonomia, através das equações 4.1 e 4.2 (Corda, 2017).

##### 4.3.1.1 Velocidade de Perda

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V_S^2 C_{Lmax} \quad (4.1)$$

---

<sup>6</sup> Do inglês *Aspect Ratio*.

#### 4.3.1.2 Máxima Autonomia

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V^2 \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{k}} \quad (4.2)$$

Sendo:

$W$  = peso da aeronave

$S$  = área alar

$\rho$  = massa específica do ar à altitude de cruzeiro

$V_S$  = velocidade de perda

$V$  = velocidade cruzeiro

Foram utilizados, para o cálculo da carga alar para a condição de velocidade de perda, os seguintes valores: massa específica do ar a uma altitude de 1000 ft, (304,5 m) de 1,19 kg/m<sup>3</sup>; velocidade de perda de 9 m/s e coeficiente de sustentação máximo de 0,9. Através da equação 4.1 obteve-se o valor de carga alar para a velocidade de perda de aproximadamente 43,38 N/m<sup>2</sup>.

Para máxima autonomia considerou-se, para além dos valores já referidos, o valor de  $k$ , obtido através da equação 4.3 (Raymer, 1992).

$$k = \frac{1}{\pi AR e} \quad (4.3)$$

$\pi \approx 3,1415$

$AR$  = alongamento

$e$  = fator de *Oswald*

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (4.4)$$

$b$  = envergadura da asa

O fator de *Oswald* pode ser estimado através da equação 4.5 visto que, apesar de o modelo se tratar de uma asa voadora, estima-se a utilização de um ângulo de enflechamento de cerca de 23° (menor que 30°) previstos segundo a comparação dos modelos de referência supramencionados (Böhnke et al., 2011).

$$e = 1,78 (1 - 0,045AR^{0,68}) - 0,64 \quad (4.5)$$



Tendo em consideração os modelos de referência utilizados, os mais apropriados para o objetivo do projeto são os supramencionados: *Bullit Evo* e *DataHawk Standard*. Comparativamente aos restantes, e para um peso próximo do pretendido, estes têm uma envergadura menor e uma corda maior, resultando num alongamento menor. Desta forma, através de um processo iterativo, característico de um projeto conceptual de aeronaves, e utilizando as simulações computacionais feitas, nesta fase do projeto foi estimada uma asa com 1 m de envergadura e corda média de 0,4 m. Para esta asa, obtém-se um alongamento de 2,5, um fator de *Oswald* de aproximadamente 0,991 (conforme a equação 4.5) e um parâmetro *k* de 0,129. Assim, para máxima autonomia, o valor de carga alar obtido segundo a equação 4.2 é aproximadamente 57,85 N/m<sup>2</sup>.

#### 4.3.2 Carga Alar Modelos de Referência

Recorrendo às imagens disponíveis dos modelos de referência e tendo em consideração as limitações e os erros associados a este método, foi possível determinar a envergadura e o comprimento das cordas máxima e mínima de cada modelo e por conseguinte, atingir a corda média e calcular a área alar segundo as fórmulas 4.6 e 4.7 (Johnson, 2003). É ainda de referir que os modelos apresentam enflechamento pelo que a utilização da segunda fórmula tem um erro associado.

$$\bar{c} = \frac{c_r + c_t}{2} \quad (4.6)$$

$$S = b \times \bar{c} \quad (4.7)$$

Considerando:

$\bar{c}$  = corda média

$c_r$  = corda na raiz da asa

$c_t$  = corda na ponta da asa

Através dos dados obtidos, é possível calcular o valor de carga alar médio dos modelos de referência.

Tabela 3 - Síntese Modelos de Referência

Modelo	Massa Máxima (kg)	Peso Máximo (N)	Envergadura (m)	Corde Média (m)	Área Alar (m <sup>2</sup> )	Carga Alar (N/m <sup>2</sup> )
Parrot Disco	0,75	7,36	1,150	0,250	0,29	25,59
AR. Wing	0,43	4,22	0,900	0,210	0,19	22,32
Skywalker X8	2,00	19,62	2,122	0,373	0,79	24,79
Bullit EVO	1,20	11,77	0,840	0,359	0,30	39,04
DATAHawk Standard	2,15	21,09	1,164	0,420	0,49	43,14
<b>Valores Médios</b>				0,322	0,41	30,98

Assim sendo, o valor de carga alar médio dos modelos comparáveis a este projeto é de aproximadamente 30,98 N/m<sup>2</sup>, como é possível observar através da Tabela 3.

### 4.3.3 Power Loading

Para dimensionar o sistema propulsivo recorre-se ao parâmetro *power loading* ( $\frac{W}{P}$ ), que corresponde a uma razão entre o Peso (*Newton*) e a Potência (*Watts*) necessária. O valor destas variáveis, em particular a potência, é dependente da fase de voo em que a aeronave se encontra. Assim, avaliando o  $\frac{W}{P}$  de uma determinada fase de voo, obtém-se a potência que essa fase de voo requer. É, então, possível dimensionar o sistema propulsivo adequado ao modelo. O parâmetro  $\frac{W}{P}$  é calculado, para as situações de máxima velocidade horizontal e máxima razão de subida, através das equações 4.8 e 4.9, respetivamente (Kamal & Serrano, 2018).

#### 4.3.3.1 Máxima Velocidade Horizontal

$$\frac{W}{P} = \frac{\eta_p}{0,5\rho_0 V_{max}^3 C_{D_0} \frac{1}{S} + \frac{2k}{\rho_0 V_{max}} \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (4.8)$$

Sendo:

P = potência

$\eta_p$  = rendimento do motor

$\rho_0$  = massa específica do ar ao nível médio das águas do mar

$V_{max}$  = velocidade máxima horizontal

No cálculo do *power loading* para a máxima velocidade horizontal, utilizaram-se os valores de: 0,7 para o rendimento do motor (sendo o valor médio encontrado na pesquisa de vários motores semelhantes ao eleito para este projeto); 1,225 kg/m<sup>3</sup> para a massa específica do ar ao nível médio das águas do mar; 20 m/s para a velocidade máxima horizontal do modelo; 0,008 para o valor de coeficiente de resistência parasita e 0,129 para o valor de k à semelhança do utilizado no cálculo da carga alar.

Por forma a construir um gráfico que localize o ponto de projeto atual, os valores de *power loading* foram calculados para cargas alares desde 10 N/m<sup>2</sup> até 70 N/m<sup>2</sup>, em intervalos de 10 em 10. Assim, é possível obter, através da equação 4.8, os valores descritos na Tabela 4.

Tabela 4 - Power Loading Máxima Velocidade Horizontal

Carga Alar [N/m <sup>2</sup> ]	10	20	30	40	50	60	70
Power Loading [N/W]	0,174	0,323	0,432	0,500	0,535	0,546	0,541

#### 4.3.3.2 Máxima Razão de Subida

$$\frac{W}{P} = \frac{1}{\frac{V_y}{\eta_p} + \frac{1,155}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max} \eta_p} \sqrt{\frac{2}{\rho_0 \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{k}}}} \left(\frac{W}{S}\right)} \quad (4.9)$$

$$V_y = V \sin \theta \quad (4.10)$$

Sendo:

$\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$  = eficiência aerodinâmica máxima

$V_y$  = velocidade vertical

$V$  = velocidade horizontal

$\theta$  = ângulo de subida

No cálculo do *power loading* para a máxima razão de subida utilizaram-se, para além dos valores já referidos anteriormente, os valores de: 15 m/s para a velocidade

horizontal do modelo; 10° para ângulo de subida, equivalendo a uma velocidade vertical de 2,60 m/s segundo a equação 4.10; e 16,75 para a eficiência aerodinâmica máxima (valor resultante da simulação em XFLR5 como referido no ponto 4.5.2).

À semelhança do anterior, os valores de *power loading* para máxima razão de subida foram calculados para uma carga alar desde 10 N/m<sup>2</sup> até 70 N/m<sup>2</sup>, em intervalos de 10 em 10, obtendo-se os valores descritos na Tabela 5.

Tabela 5 - Power Loading Máxima Razão de Subida

Carga Alar [N/m <sup>2</sup> ]	10	20	30	40	50	60	70
Power Loading [N/W]	0,231	0,218	0,210	0,203	0,197	0,192	0,188

#### 4.3.4 Ponto de Projeto

Através do cálculo de todas as variáveis supracitadas é possível construir um gráfico destinado a determinar o ponto de projeto. Neste ponto devem ser satisfeitas todas as condições de voo consideradas e analisadas até agora. Assim sendo, o ponto de projeto resulta da interseção da curva de menor *power loading* com o valor de menor carga alar. Considerando meramente os dados analíticos, obtidos segundo as equações 4.1, 4.2, 4.8 e 4.9, o ponto de projeto corresponde à interseção da reta vertical da carga alar para a velocidade de perda, com a curva de *power loading* para a máxima razão de subida. Contudo, para o valor médio da carga alar dos modelos de referência, já utilizados em condições semelhantes às previstas para a aplicação deste projeto, encontra-se um ponto de projeto que cumpre as condições referidas.

Com o intuito de tomar uma decisão sobre qual o valor a ser utilizado, recorreu-se à comparação da velocidade de perda ( $V_s$ ) nas duas situações.

$$V_s = \sqrt{\frac{2}{\rho C_{L_{max}}} \frac{W}{S}} \quad (4.11)$$

A partir da expressão 4.1 é possível deduzir a expressão 4.11. Assim sendo, e utilizando o valor de massa específica à altitude cruzeiro de 1,19 kg/m<sup>3</sup>, o valor da velocidade de perda para a carga alar média dos modelos referidos é aproximadamente 7,61 m/s. Este é menor que o valor utilizado no cálculo da carga alar para a velocidade de perda, que corresponde a 9 m/s, assumido como valor máximo admissível de projeto.

Referenciando os requisitos do projeto, é de salientar o facto de que um valor de velocidade de perda menor, permite uma velocidade de descolagem inferior, o que facilita a descolagem por lançamento manual, como a proposta para este modelo. Deste modo, opta-se por utilizar o valor de 30,98 N/m<sup>2</sup> de carga alar para o projeto, calculado a partir da média dos modelos referidos, à qual corresponde uma velocidade de perda de 7,61 m/s.

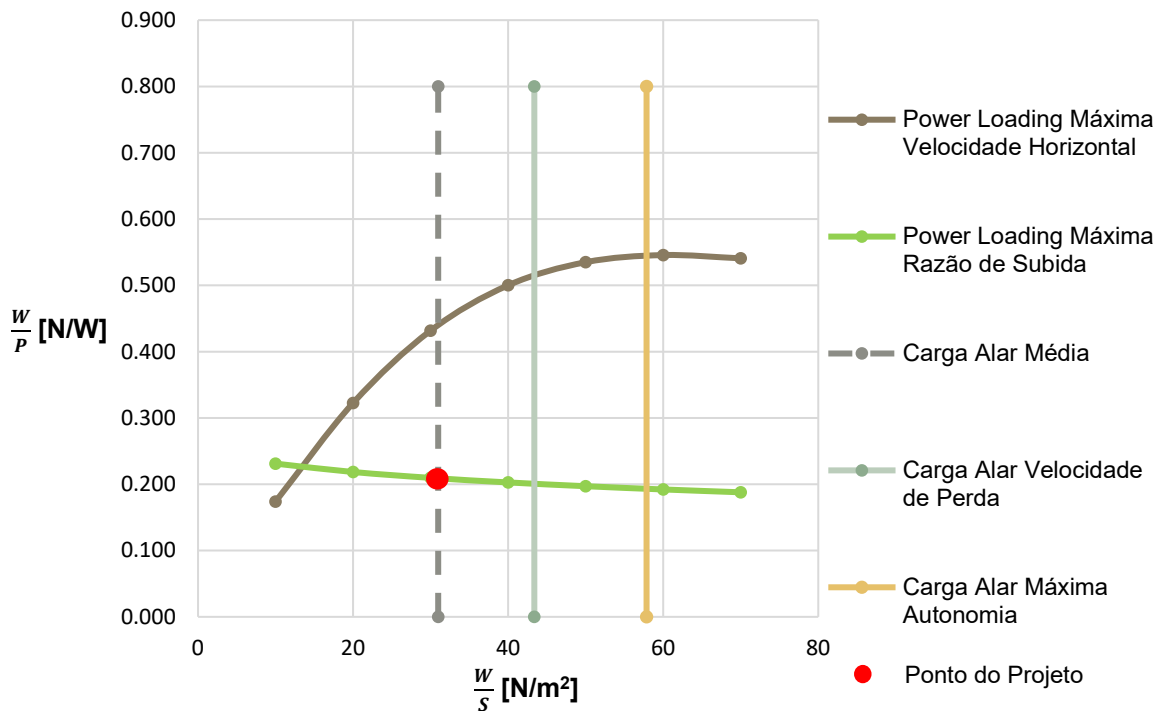


Figura 22 - Ponto de Projeto

A partir da Figura 22, constata-se que, para uma carga alar média de 30,98 N/m<sup>2</sup>, o parâmetro mínimo de *power loading* é imposto pela máxima razão de subida, no valor aproximado de 0,209 N/W. Assim, para uma massa de 1,20 kg, como a prevista para este projeto, estima-se uma potência necessária de aproximadamente 56,33 W para obter a razão máxima de subida pretendida.

#### 4.4 Seleção do Perfil Alar

Uma aeronave sem leme de profundidade, como é o caso da asa voadora, pode ser projetada com qualquer tipo de perfil alar. Contudo, é comum observar-se uma perda de desempenho, ao utilizar métodos de compensação como a indução de flecha ou torção (Hepperle, 2018). Como tal, a opção de utilizar perfis auto estáveis que compensem a falta do controlo de profundidade afastado do centro de gravidade,

ao criar um momento de picada nulo, torna-se uma solução viável para o projeto de asas voadoras (Hepperle, 2018).

Segundo a publicação de Martin Hepperle: *Neue Profile für Nurflügelmodelle* (1988), é possível identificar quatro perfis significativos que dão resposta a esta problemática: MH 60, MH 61, MH 62 e MH 64. Estes são os perfis que integram a série MH 60, cujo objetivo da sua publicação era atingir níveis de resistência comparáveis aos modelos F3B<sup>7</sup>, causar coeficientes de momento de picada pequenos e melhorar o coeficiente de sustentação, em comparação com os perfis disponíveis neste âmbito (Hepperle, 1988).

Os perfis referidos foram testados e são funcionais a baixos números de *Reynolds*<sup>8</sup>, como é o objetivo deste projeto.

Através dos requisitos mínimos apresentados e segundo a equação 4.12, é possível calcular o número de *Reynolds*.

$$Re = \frac{\text{Forças Inerciais}}{\text{Forças Viscosas}} \quad (4.12)$$

As forças inerciais relacionam-se com a massa específica, a velocidade e o comprimento ( $\rho.V.L$  respetivamente) e as forças viscosas com a viscosidade dinâmica, representada por  $\mu$  (Tom Benson, 2014). Assim, estas últimas podem ser simplificadas, utilizando a viscosidade cinemática, representada por  $\nu$  (viscosidade dinâmica / massa específica), obtendo assim a equação 4.13.

$$Re = \frac{VL}{\nu} \quad (4.13)$$

Considerando o valor de  $1,5 \times 10^{-5}$  para a viscosidade cinemática do ar (Montgomery, 1947) e através da equação 4.13, é, então, possível identificar o grupo de números de *Reynolds* indicados para satisfazer as necessidades do projeto. Considerando L como a dimensão da corda média e V a velocidade cruzeiro, já

---

<sup>7</sup> Nomenclatura utilizada pela *Fédération Aéronautique Internationale* (FAI) para denominar todo o tipo de planadores que sejam RC (Federation Aeronautique Internationale, 2008).

<sup>8</sup> No âmbito deste projeto, podem considerar-se números de *Reynolds* baixos todos os que se encontram abaixo de  $10^6$ , visto que os efeitos da separação do escoamento laminar e de transição para o regime turbulento na camada limite do perfil alar têm um grande impacto, por vezes imprevisível, no desempenho global do veículo (Mueller, 1985; Traub & Coffman, 2019).

referidos no ponto 4.3.1 deste capítulo, identifica-se um número de *Reynolds* médio de 400000.

Por forma a obter valores máximos e mínimos para este parâmetro, consideraram-se as velocidades máxima e de perda escolhidas para o projeto (20 m/s e 7,61 m/s respetivamente) e com um intuito de criar um intervalo abrangente de número de *Reynolds*, tomou-se como valor máximo para análise 600000 e como valor mínimo 100000.

Foi utilizado o programa XFLR5 para a obtenção de dados e comparação de resultados entre estes 4 perfis. Apesar de bastante útil, este programa considera alguns pressupostos que levam a um nível de incerteza, quando comparado com o regime real.

O método de análise de perfis alares é baseado no sistema *XFOIL*, desenvolvido por Mark Drela (1989). Este sistema estima o desenvolvimento da camada limite utilizando modelos de transição. Neste caso, o modelo utilizado foi o  $e^N$ . Dentro deste modelo, recorreu-se ao valor de 9 para o parâmetro  $N_{crit}$ , visto que é considerado universalmente como o valor ideal para aplicações com perfis alares (Van Ingen, 2008).

Assim, analisaram-se, através do *XFOIL direct analysis*, após serem inseridos no *direct foil design*, estes quatro perfis nas condições de: número de *Reynolds* mínimo 100000, máximo 600000 com um incremento de 20000; mach 0;  $N_{crit}$  9,00, como referido; com um número máximo de iterações de 100, num intervalo de ângulos de ataque ( $\alpha$ ) entre  $-5^\circ$  a  $15^\circ$ , com incrementos de  $1^\circ$ .

Os perfis foram comparados para o número de *Reynolds* próximo do indicado para a velocidade cruzeiro (400000), em termos de 3 parâmetros:

- coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) *versus* ângulo de ataque ( $\alpha$ ), por forma a obter os valores de ângulo de ataque e velocidade de perda para cada perfil;
- coeficiente de sustentação ( $C_L$ ) sobre coeficiente de resistência ( $C_D$ ) *versus* ângulo de ataque ( $\alpha$ ), com o intuito de comparar a melhor eficiência aerodinâmica e respetivo ângulo de ataque, assim como o valor da eficiência aerodinâmica para os ângulos de ataque próximos do regime de voo de nível;

- coeficiente de sustentação elevado a três meios sobre coeficiente de resistência ( $\frac{C_L^2}{C_D}$ ) versus ângulo de ataque ( $\alpha$ ), parâmetro associado à potência mínima necessária para o voo de nível, com o objetivo de determinar o seu valor máximo e respetivo ângulo de ataque.

Na Tabela 6 apresentam-se os valores máximos de cada parâmetro, assim como o respetivo ângulo de ataque.

Tabela 6 - Valores da Análise em XFLR5 para os 4 Perfis Auto Estáveis

Perfis	$C_L \max$	$\alpha \text{ perda}$	$\frac{C_L}{C_D} \max$	$\alpha \text{ para } \frac{C_L}{C_D} \max$	$\frac{C_L^2}{C_D} \max$	$\alpha \text{ para } \frac{C_L^2}{C_D} \max$
MH60	1,23	12°	78,39	6°	73,26	8°
MH61	1,01	10°	79,41	6°	68,91	6°
MH62	1,13	11°	75,50	6°	67,38	7°
MH64	1,06	10°	74,80	5°	64,70	7°

Através da Figura 23 é possível deduzir que os perfis apresentam um comportamento bastante similar até ao ângulo de ataque de cerca de 6°, onde se começam a notar diferenças acentuadas. O perfil MH60 acaba por atingir valores de  $C_L$  mais elevados e um ângulo de ataque de perda (ângulo correspondente ao  $C_{Lmax}$ ) mais elevado (12°), em comparação com os outros perfis.

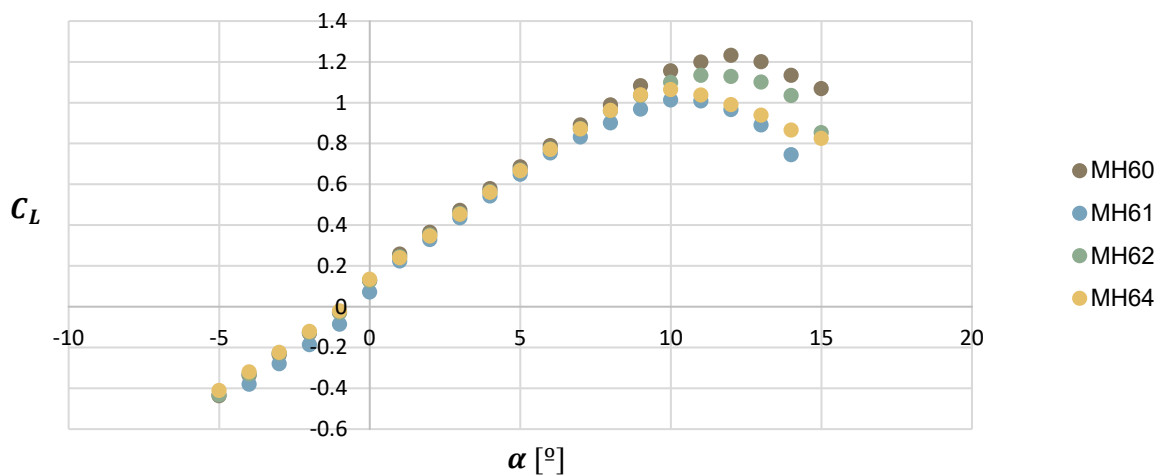


Figura 23 - Coeficiente de sustentação vs alfa para  $Re=400000$  - Perfis Alares



Na Figura 24 é possível constatar que o perfil MH60 compreende valores mais elevados de eficiência aerodinâmica, durante um intervalo maior. Apesar da eficiência aerodinâmica máxima mais elevada ser atingida pelo perfil MH61, este não é representativo do comportamento global por parte deste perfil, uma vez que decai rapidamente após o pico. Assim, pode dizer-se que o perfil MH60 é o que apresenta, numa perspetiva global, maiores valores de eficiência aerodinâmica  $\left(\frac{L}{D}\right)$ .

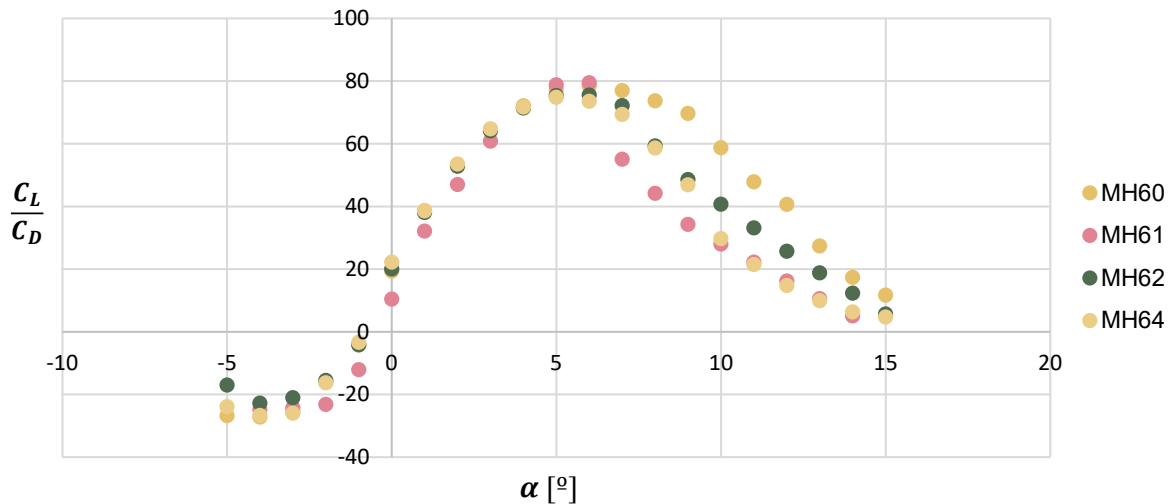


Figura 24 -  $\frac{C_L}{C_D}$  vs alfa para  $Re=400000$  - Perfis Alares

A Figura 25 apresenta o parâmetro  $\frac{C_L^2}{C_D}$  associado à potência necessária para voo de nível. A autonomia máxima de uma aeronave com sistema propulsivo elétrico a hélice, alimentado por baterias, obtém-se quando este parâmetro é máximo (Hepperle, 2012). É o perfil MH60 que apresenta novamente o valor mais elevado deste parâmetro, surgindo a 8° de ângulo de ataque.

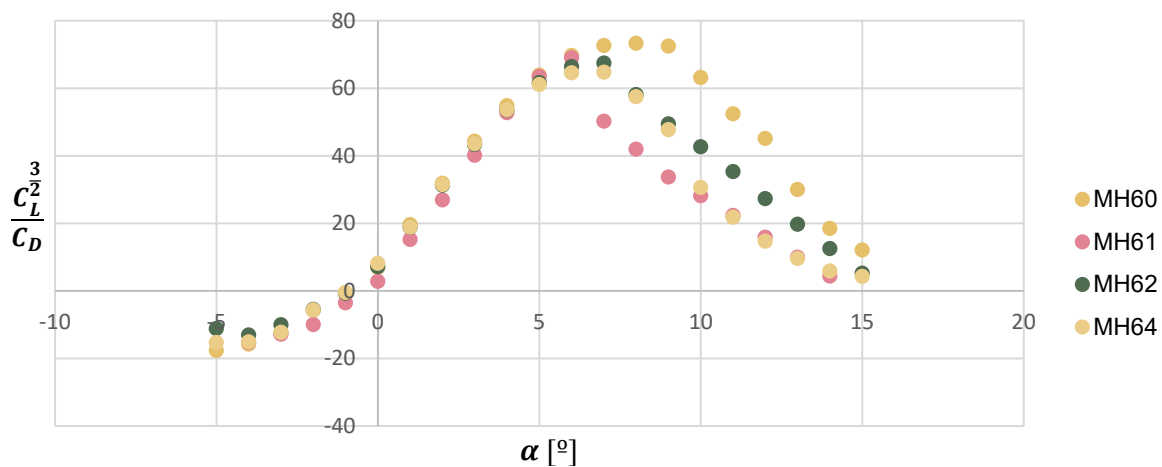


Figura 25 - Parâmetro  $\frac{C_L^2}{C_D}$  vs alfa  $Re=400000$  - Perfis Alares

Por todas estas razões, o perfil a utilizar na conceção deste projeto será o MH60.

O *design* estrutural da aeronave prevê, à semelhança dos modelos apresentados, um corpo central com os componentes eletrónicos. Deste modo foi ainda necessário encontrar um perfil alar que fosse espesso o suficiente, capaz de cumprir os requisitos de espaço ocupado por estes componentes.

O perfil adotado foi o NACA 0018, um perfil simétrico e com valor máximo de espessura de 18% da corda. Este perfil surgiu por proposta do CIAFA, visto ser um perfil simétrico e simples.

## 4.5 Modelo Final

### 4.5.1 Dimensões em XFLR5

Inicialmente, o modelo foi desenhado e analisado no programa XFLR5 com as especificações referidas na Tabela 7. O valor de *Offset* apresentado refere-se à distância da corda da secção ao eixo do bordo de ataque do centro do modelo.

Tabela 7 - Valores de Referência do Modelo Final

Distância ao Centro (mm)	Corda (mm)	Offset (mm)	Perfil Alar
0,0	445	0	NACA 0018
94	425	20	NACA 0018
188	400	58	MH60 10,08%
500	300	248	MH60 10,08%

Este modelo é constituído por 3 secções de cada lado da asa, em que a primeira destas constitui parte do corpo central, a segunda o local de transição do perfil alar NACA 0018 para o perfil auto estável, e a terceira o componente principal da asa e responsável pela força de sustentação, onde se localizam as superfícies de controlo.

Assim, o modelo apresentado tem um AR de 2,65, com área alar aproximada de 0,38 m<sup>2</sup>, ao que corresponde um valor de carga alar, considerando a aceleração gravítica de 9,81 m/s<sup>2</sup>, de 30,98 N/m<sup>2</sup>, como determinado no Ponto de Projeto.

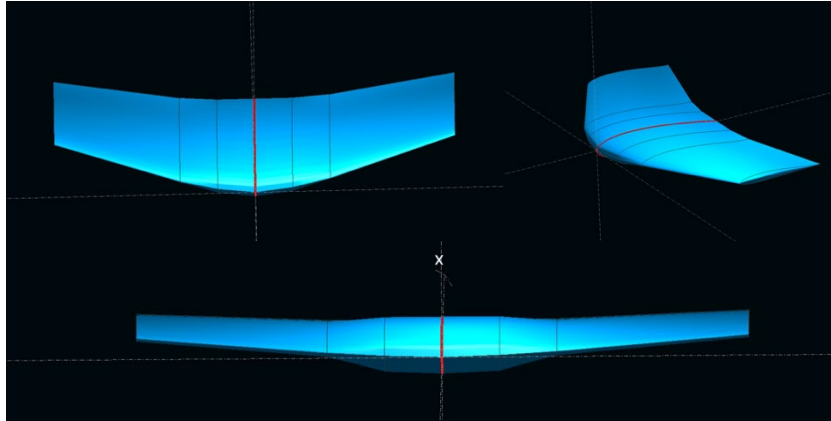


Figura 26 - Modelo da Aeronave em XFLR5

A Figura 26 mostra o modelo desenvolvido, em que é possível identificar a variação de perfis alares ao longo da asa e a flecha.

O enflechamento apresenta-se como um fator essencial para o controlo de profundidade da aeronave e para a melhoria da sua estabilidade. Neste caso, optou-se por uma flecha de  $23^\circ$ , obtida de uma ponderação dos modelos utilizados como referência. O afilamento, contudo, surge com um propósito meramente estético.

#### 4.5.2 Análise em XFLR5 - Aerodinâmica

Numa primeira abordagem, o modelo foi simulado para condições de sustentação fixa (com o peso definido), com velocidade variável, com variação de ângulo de ataque entre  $-5^\circ$  e  $20^\circ$ , em incrementos de  $1^\circ$ . A asa foi modelada em painéis 3D viscosos.

Quanto à análise através de painéis 3D, é ainda de referir que o programa se baseia numa interpolação a 2 dimensões (2D) da resistência viscosa, a partir da sustentação local da asa, fazendo com que a estimativa de resistência viscosa seja interpretada, no máximo, como uma ordem de grandeza. Para além disso, o modelo de transição do regime laminar para o turbulento não contempla efeitos de fluxo de ar cruzado, o que provoca uma subestimação dos valores de resistência total e uma sobrestimação de outros valores de desempenho (Deperrois, 2019). Ainda assim, a avaliação foi feita por forma a que o modelo de escoamento fosse o mais próximo possível do real.

Nesta primeira abordagem, para os valores de velocidade horizontal ( $V$ ) e força necessária ( $T_r$ ) apresenta-se a Figura 27.

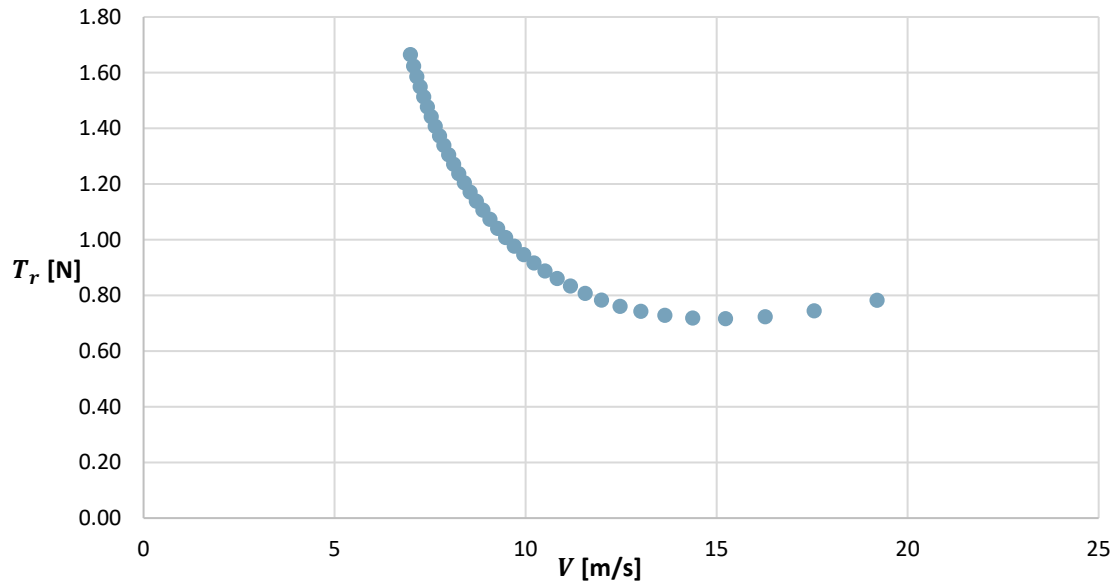


Figura 27 - Impulso Necessário - XFLR5

Na Figura 27 pode observar-se a variação da força necessária em função da velocidade de voo, sendo que o valor de impulso mínimo necessário para o voo desta aeronave corresponde a uma velocidade de aproximadamente 15,24 m/s.

Numa segunda fase, foi utilizado o valor mínimo da apreciação feita, através de sustentação fixa, para a simulação em condições de velocidade fixa (15 m/s). Considerou-se também o peso definido e variação de ângulo de ataque, à semelhança da anterior, entre  $-5^\circ$  e  $20^\circ$ , em incrementos de  $1^\circ$ . Nesta segunda simulação foram analisados os coeficientes de sustentação, resistência e momento de picada, guinada e rolamento.

A Figura 28 mostra a relação entre o coeficiente de sustentação  $C_L$  e o valor de ângulo de ataque  $\alpha$  do modelo real segundo o programa XFLR5. A linha de tendência representada nesta figura relaciona os dois parâmetros através da equação  $y = 0,0522x + 0,0277$ . Assim, pode afirmar-se que a taxa de variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque é de 0,0522.

O coeficiente de sustentação máximo é 1,04, ocorrendo para o ângulo de ataque de 20°. É de salientar que, devido às limitações do programa XFLR5 em escoamentos com ângulos de ataque elevados, nomeadamente, na identificação da separação do escoamento, o valor de coeficiente máximo e respetivo ângulo de ataque são apenas indicativos.

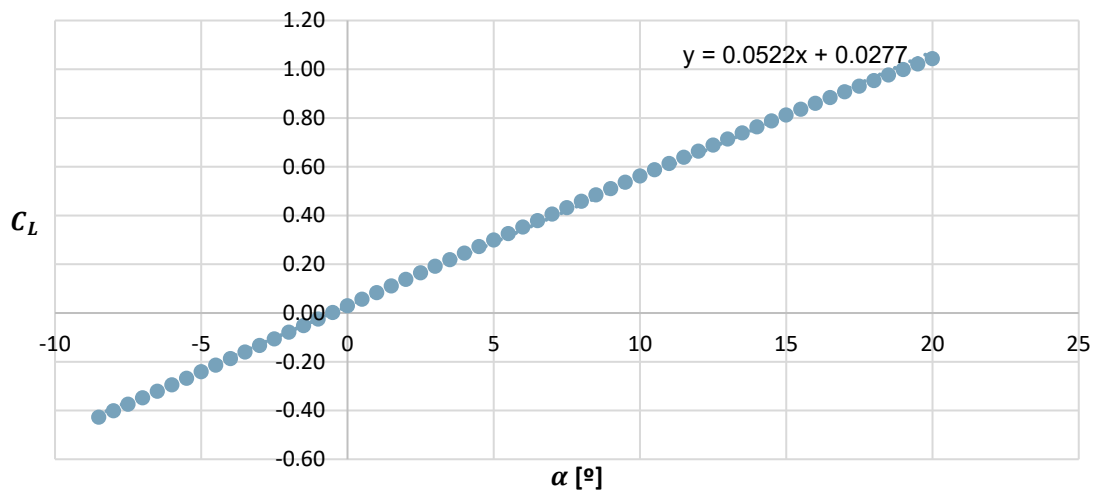


Figura 28 - Coeficiente de Sustentação - XFLR5

A Figura 29 mostra a relação entre o coeficiente de resistência  $C_D$  e o coeficiente de sustentação  $C_L$ . O valor mínimo desta relação corresponde a um coeficiente de resistência de aproximadamente 0,008 ( $C_{D_0}$ ).

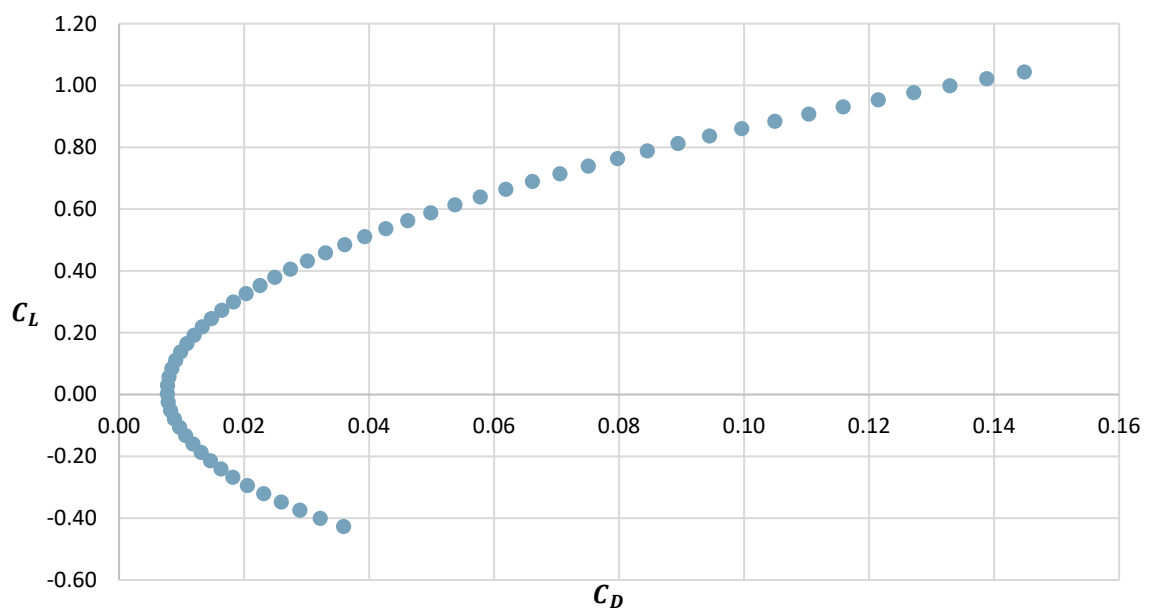


Figura 29 -  $C_L$  vs  $C_D$  - XFLR5

A Figura 30, por sua vez, mostra a relação entre a eficiência aerodinâmica  $\frac{L}{D}$ , diretamente proporcional à relação entre os coeficientes de sustentação e de resistência do modelo, e o seu ângulo de ataque. A eficiência aerodinâmica máxima ocorre a um  $\alpha$  de 4° e corresponde a 16,57.

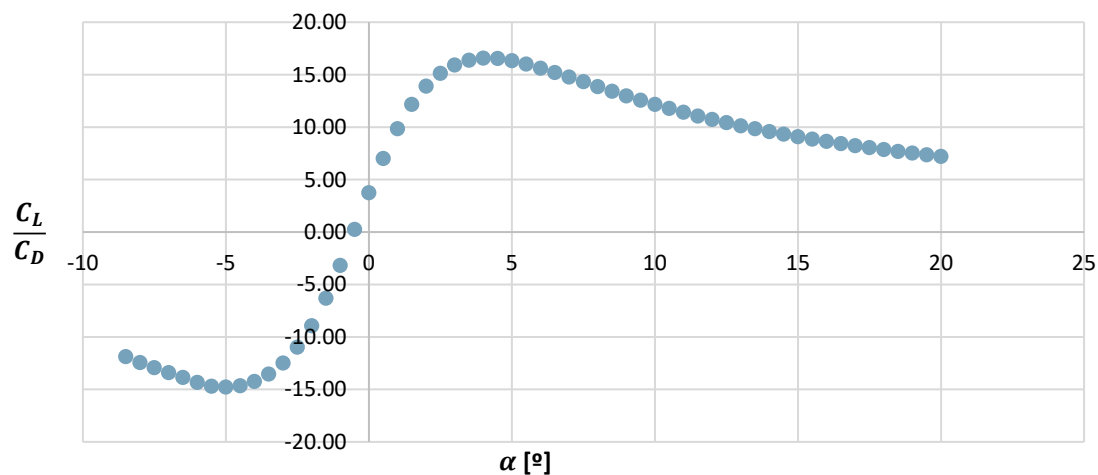


Figura 30 - Eficiência Aerodinâmica - XFLR5

A Figura 31 apresenta a relação entre o parâmetro  $\frac{C_L^3}{C_D}$  e o ângulo  $\alpha$ . Através da análise deste gráfico é possível afirmar que o valor de máxima autonomia do modelo ocorre a um ângulo de ataque de 7,5°. Para este ângulo, o  $C_L$  equivale a aproximadamente 0,432.

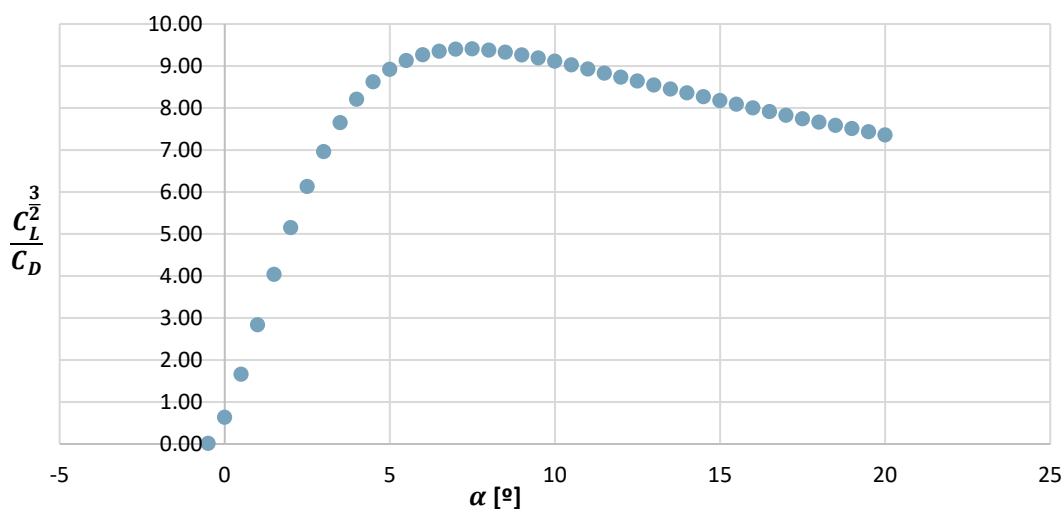


Figura 31 - Parâmetro  $\frac{C_L^3}{C_D}$  vs  $\alpha$  - XFLR5

Em termos aerodinâmicos, a análise computacional deste modelo pode ser sintetizada destacando os valores de interesse presentes na Tabela 8 e Tabela 9, sendo que a primeira sintetiza a simulação a sustentação fixa e a segunda a simulação a velocidade fixa.

Tabela 8 - Resumo de Análise Aerodinâmica do Modelo em XFLR5 - Sustentação Fixa

$T_r \text{ min [N]}$	$V_x \text{ para } T_r \text{ min [m/s]}$
0,72	15,24

Tabela 9 - Resumo de Análise Aerodinâmica do Modelo em XFLR5 - Velocidade Fixa

$C_L \text{ max}$	$\alpha \text{ para } C_L \text{ max}$	$\frac{C_L}{C_D} \text{ max}$	$\alpha \text{ para } \frac{C_L}{C_D} \text{ max}$	$\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} \text{ max}$	$\alpha \text{ para } \frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} \text{ max}$	$C_{D_0}$
1,04	20°	16,57	4°	9,40	7,5°	0,008

#### 4.5.3 Análise em XFLR5 – Estabilidade

A análise de estabilidade tomou em consideração a localização do ponto neutro<sup>9</sup> (NP), por forma a ser determinado o centro de gravidade (CG) do modelo.

No caso de uma asa voadora, o NP é coincidente com o centro aerodinâmico<sup>10</sup> (AC) e localiza-se aproximadamente a 25% da corda média aerodinâmica<sup>11</sup> (MAC), que é possível calcular através da equação 4.14 (Vogeltanz, 2016).

$$MAC = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{b}{2}} c^2 dy \quad (4.14)$$

Sendo:

$c$  = corda da secção

Visto que este modelo se divide em 3 secções de cada lado da asa, foi utilizada a expressão 4.15, aplicável a asas com forma em trapézio, para determinar, para cada secção, o valor da corda média (Vogeltanz, 2016).

<sup>9</sup> Do inglês *Neutral Point*.

<sup>10</sup> Do Inglês *Aerodynamic Center*, representa o local onde o coeficiente de momento é constante, não variando com o ângulo de ataque (N. Hall, 2015).

<sup>11</sup> Do inglês *Mean Aerodynamic Chord*.

$$\bar{c}_n = \frac{2}{3} \times c_n \times \left[ \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right] \quad (4.15)$$

Sendo:

$\bar{c}_n$  = corda média na secção n

$c_n$  = corda em n (início da secção)

$\lambda$  = *afilamento*

$$\lambda = \frac{c_{n+1}}{c_n} \quad (4.16)$$

Sendo:

$c_{n+1}$  = corda em n+1 (fim da secção)

A MAC pode então ser calculada através da equação 4.17 (Vogeltanz, 2016).

$$MAC = \frac{\sum_{n=1,3} \bar{c}_n \times S_n}{\sum_{n=1,3} S_n} \quad (4.17)$$

É ainda possível determinar a localização exata desta corda quanto à distância ao centro ao longo da envergadura (y) e distância ao bordo de ataque (x), através das equações 4.18 e 4.19 respetivamente.

$$Y_{MAC} = \frac{\sum_{n=1,3} \bar{y}_n \times S_n}{\sum_{n=1,3} S_n} \quad (4.18)$$

$$X_{MAC} = \frac{\sum_{n=1,3} \bar{x}_n \times S_n}{\sum_{n=1,3} S_n} \quad (4.19)$$

Sendo que a posição de  $\bar{c}_n$  em cada secção pode ser determinada segundo as equações 4.20 e 4.21 (Vogeltanz, 2016).

$$\bar{y}_n = y_n + (y_{n+1} - y_n) \times \left[ \frac{1 + 2\lambda}{3 + 3\lambda} \right] \quad (4.20)$$

$$\bar{x}_n = x_n + (x_{n+1} - x_n) \times \left[ \frac{1 + 2\lambda}{3 + 3\lambda} \right] \quad (4.21)$$

É ainda de salientar que a área de cada secção pode ser calculada através da equação 4.22.

$$S_n = \frac{c_{n+1} + c_n}{2} \times (y_{n+1} - y_n) \quad (4.22)$$

Desta forma, o valor de MAC corresponde à corda do modelo a uma distância de cerca de 0,234 m do centro ( $Y_{MAC}$ ), que, para o modelo apresentado, é de 0,383 m.



Ainda de referir que a MAC localiza-se a uma distância do bordo de ataque de 0,096 m ( $X_{MAC}$ ). Visto que é possível determinar uma aproximação da posição de AC em cerca de 25% do valor da MAC, no centro do modelo, a distância do AC ao bordo de ataque é de aproximadamente 0,192 m.

A Figura 32 representa todos os pontos supracitados e a sua posição em relação ao modelo, estimando ainda uma possível posição de CG. Torna-se necessário referir que o NP localiza-se no mesmo ponto que o AC, uma vez que a aeronave em questão apresenta uma única superfície de sustentação simétrica.

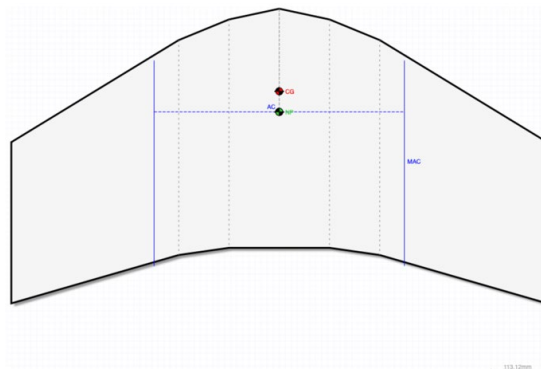


Figura 32 - Asa Voadora e Respetivos Pontos de Interesse (Müller, s.d.)

Relativamente aos dados de estabilidade do modelo, estes surgiram das simulações realizadas para obter os coeficientes de momento de picada  $C_m$ , guinada  $C_n$  e rolamento  $C_l$  sendo que o primeiro foi medido para a variação de  $\alpha$  e os seguintes para a variação de ângulo de guinada ( $\beta$ ).

Ao analisar os dados obtidos através da análise de estabilidade, e tendo em especial atenção ao coeficiente de momento de picada, é possível deduzir que a aproximação feita pelo método analítico, que estima a posição do ponto neutro a 25% da MAC, não se aplica para este modelo, visto que a derivada do coeficiente de momento de picada em torno do NP (definido, neste caso visto que coincide com o AC, como o ponto em que o momento de picada não varia com o ângulo de ataque) de 0,192 m, apresenta um valor de 0,0016 como mostra a Figura 33. Assim, foi comparado o NP obtido através do método experimental (XFLR5) e o calculado pelo método analítico.

O gráfico da Figura 33 apresenta ainda as várias hipóteses simuladas, em XFLR5, de possíveis posições de NP. Através deste mesmo gráfico é possível deduzir que a derivada da reta de tendência mais próxima de zero surge aquando do valor de 0,181 m de NP. Assim, considera-se para o valor de NP desta aeronave, 0,181 m medidos a partir do bordo de ataque, no centro do modelo.

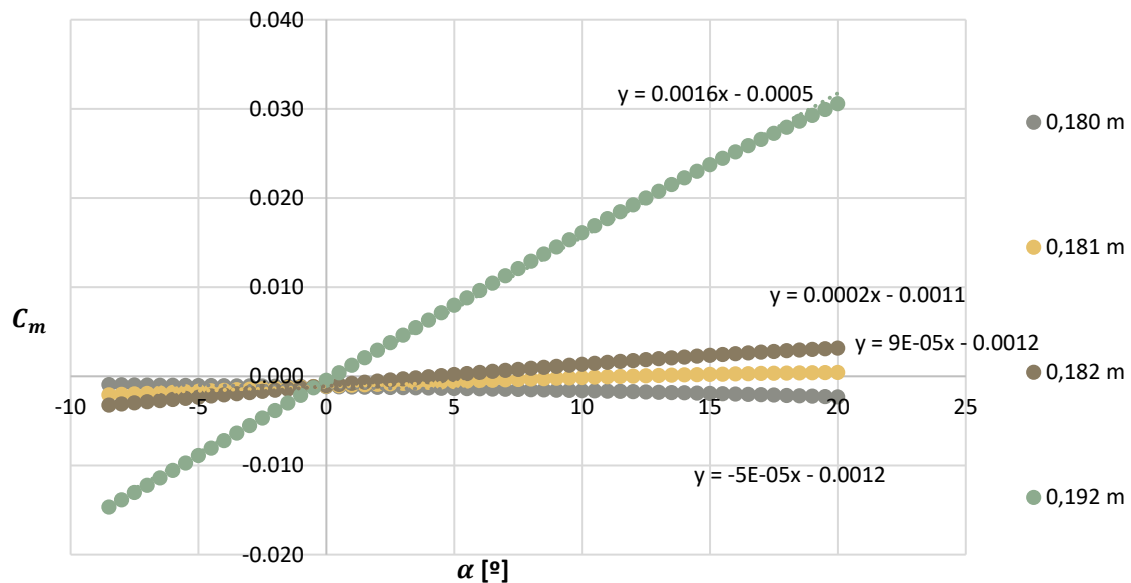


Figura 33 - Coeficiente de Momento de Picada – XFLR5

Por forma a obter um valor de CG que caracterize esta aeronave como estável e controlável, é necessário determinar a percentagem de margem estática (ME), calculável através da equação 4.23.

$$ME = \frac{X_{NP} - X_{CG}}{MAC} \quad (4.23)$$

Sendo:

$ME$  = margem estática

$X_{NP}$  = distância do ponto neutro ao bordo de ataque

$X_{CG}$  = distância do centro de gravidade ao bordo de ataque

Uma aeronave, para ser considerada estável e controlável, deve ter uma margem estática superior a 5% (Swatton, 2011), sendo considerado o valor de 20%, através do método prático, como um valor máximo de referência para um bom acordo entre o controlo e a estabilidade do modelo. Para este modelo, os valores de ME referidos correspondem a um CG distanciado de 0,162 m e 0,104 m do bordo de

ataque, respetivamente. Deste modo, considerou-se inicialmente, nas simulações deste modelo, o valor de 20% de ME correspondendo a uma posição do CG de 0,104 m.

A análise de estabilidade à qual foi sujeito este modelo foi meramente estática. Assim, é visto como estável, qualquer corpo que, sujeito a uma força externa, altere a sua posição, num primeiro momento, no sentido de voltar à posição de equilíbrio (Anderson, 1989).

A Figura 34 representa o gráfico que compara os valores de coeficiente de momento de picada<sup>12</sup> com a variação de ângulo de ataque correspondente. Este valor foi calculado, como referido, em torno de um CG de 0,104 m, medido a partir do bordo de ataque do modelo.

A bibliografia confere que uma aeronave é considerada como estaticamente estável longitudinalmente se o coeficiente do momento de picada em torno do seu CG diminuir com o ângulo de ataque, isto é, se a derivada da estabilidade estática longitudinal ( $\frac{\partial C_{m_{CG}}}{\partial \alpha}$ ) < 0 (Etkin & Reid, 1995; Russel, 1996).

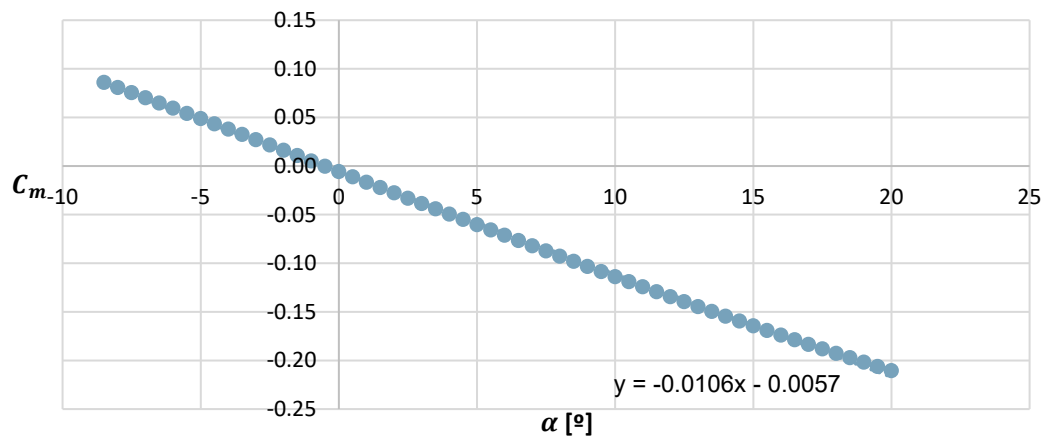


Figura 34 - Coeficiente de Momento de Picada - XFLR5

A linha de tendência que define esta relação pode ser descrita através da equação  $y = -0,0106x - 0,0057$  pelo que a derivada de estabilidade longitudinal tem o valor de -0,0106. Sendo menor que 0, pode considerar-se que a aeronave tem estabilidade estática longitudinal.

<sup>12</sup> Associado ao comportamento da aeronave quanto à sua estabilidade longitudinal.

Considerando que o programa utilizado concede os seus dados segundo os eixos de estabilidade da aeronave, não é necessário sujeitar os valores obtidos a uma matriz de rotação para os cálculos dos coeficientes de momento seguintes (Deperrois, 2014).

A Figura 35 mostra a relação do coeficiente de momento de guinada com o ângulo  $\beta$ . A linha de tendência correspondente a esta relação, para alfa de  $4^\circ$  é caracterizada pela equação  $y = 0,0002x - 1e^{-13}$  e a mesma para um alfa de  $15^\circ$  é caracterizada pela equação  $y = 0,0021x - 2e^{-13}$  pelo que a derivada do coeficiente de momento de guinada para  $4^\circ$  é de 0,0002 e para  $15^\circ$  de ângulo de ataque é de 0,002. Assim, pode dizer-se que a derivada do coeficiente de momento de guinada aumenta com o ângulo de ataque, visto que a variação de  $4^\circ$  para  $15^\circ$  aumenta em 10 vezes o valor do parâmetro correspondente.

A estabilidade estática direcional acontece se o coeficiente de momento de guinada aumentar com o ângulo de guinada, isto é,  $(\frac{\partial C_{nCG}}{\partial \beta}) > 0$  e, pelo referido anteriormente, é possível dizer que, teoricamente, a aeronave é direcionalmente estável. Pode ainda dizer-se que, ao aumento do ângulo de ataque deve-se um aumento de estabilidade estática direcional.

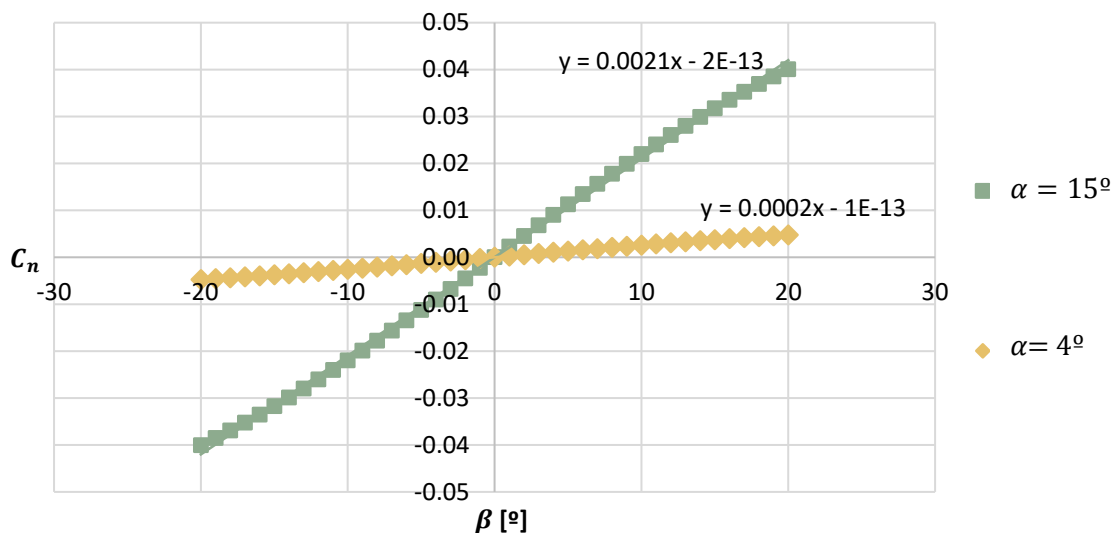


Figura 35 - Coeficiente de Momento de Guinada - XFLR5

A Figura 36 representa a relação entre o coeficiente de momento de rolamento e o ângulo de variação  $\beta$ . A linha que descreve a tendência desta relação, para um ângulo  $\alpha$  de  $4^\circ$ , pode ser descrita através da equação  $y = -0,0013x + 1e^{-16}$  e, para um ângulo  $\alpha$  de  $15^\circ$ , equivale a  $y = -0,0038x + 9e^{-18}$ . Assim, a derivada da

estabilidade lateral para 4° é de -0,0013 e para 15° é, aproximadamente 3 vezes superior em módulo, de -0,0038.

Relativamente à estabilidade estática lateral, esta acontece, se o coeficiente de momento de rolamento diminuir com o ângulo de guinada, isto é,  $(\frac{\partial C_{l_{CG}}}{\partial \beta}) < 0$  e, pelo referido anteriormente, este modelo pode ser considerado, na teoria, lateralmente estável.

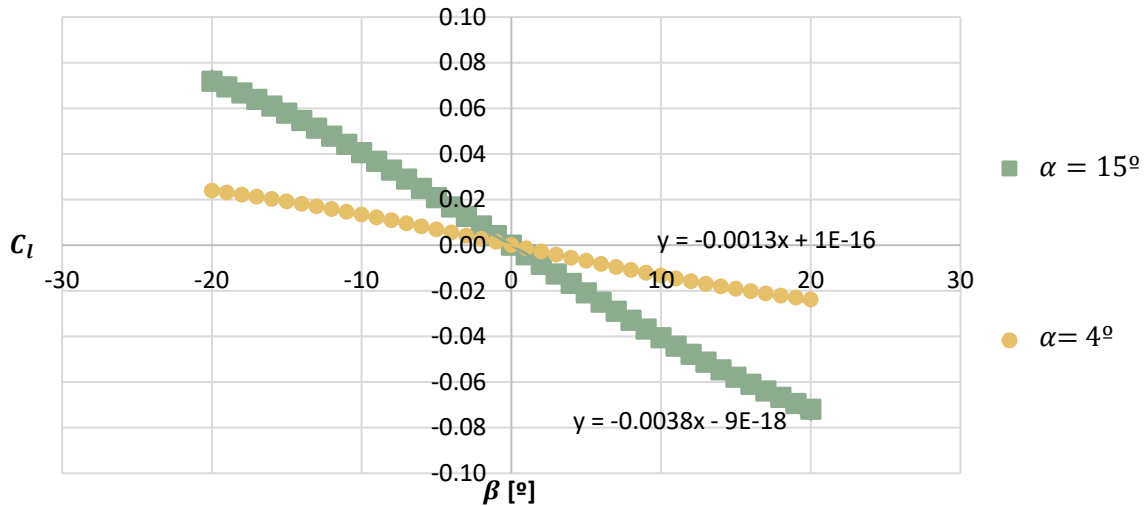


Figura 36 - Coeficiente de Momento de Rolamento - XFLR5

A partir desta análise, pode dizer-se que a aeronave cumpre, na teoria, com os requisitos mínimos expectáveis acusando estabilidade estática em relação aos 3 eixos de rotação.

#### 4.5.4 Superfície de Controlo

Considerando a configuração escolhida, a superfície de controlo associada a este modelo deve satisfazer o controlo do eixo longitudinal e transversal. Para tal, recorreu-se à utilização de *elevons* cuja posição e comprimento dos mesmos foi testada através do programa XFLR5. A posição da superfície de controlo encontra-se unicamente na última secção, visto que o perfil empregue é o MH60 ao longo da mesma.

Das simulações executadas resultou a escolha de 20% da corda do modelo, o que origina uma superfície de controlo trapezoidal, cuja largura na raiz da última secção é de 0,080 m e na ponta da asa é de 0,060 m.

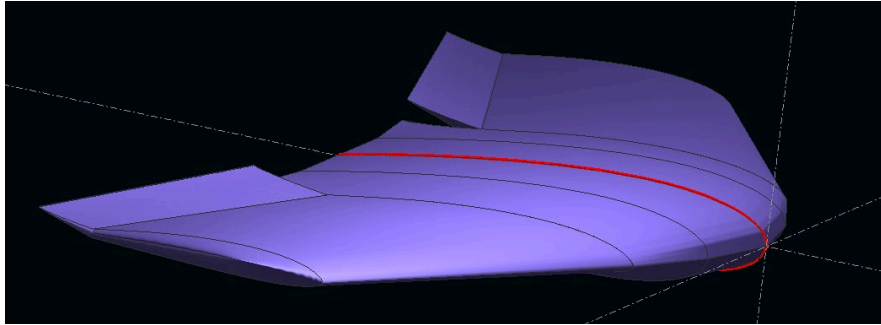


Figura 37 - Modelo com Elevons a 15° de Deflexão

A Figura 37 mostra o modelo com os *elevons* a 15° de deflexão e exemplifica a orientação da mesma.

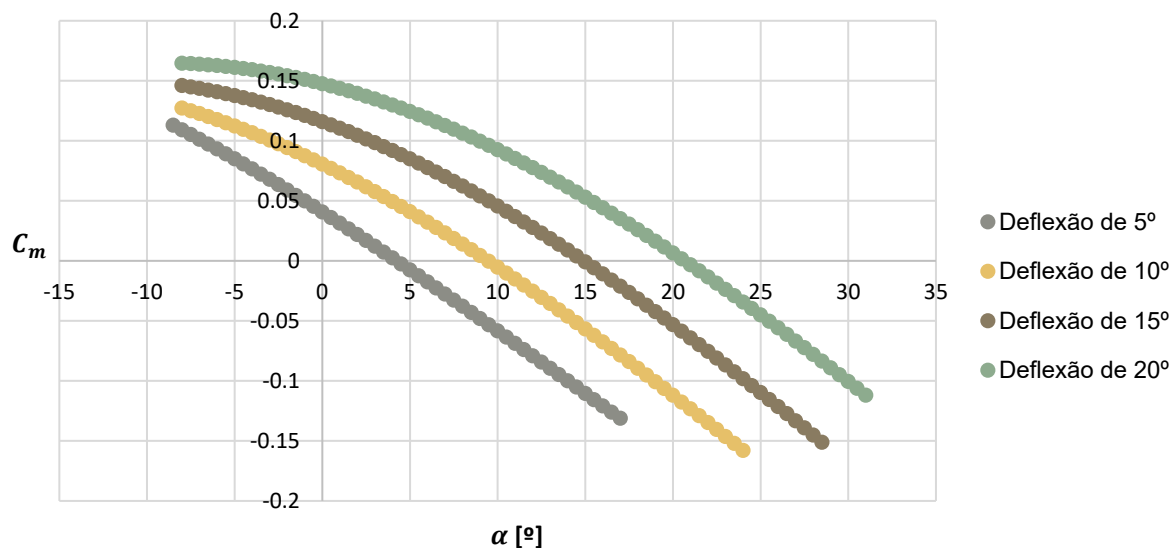


Figura 38 - Coeficiente de Momento de Picada com 20% da Asa como Aileron

A Figura 38 mostra a evolução do coeficiente de momento de picada do modelo com o incremento do ângulo de ataque para uma deflexão de *elevons* desde 5° até 20°, com um incremento de 5°. É ainda de salientar que a análise considerou, à semelhança da estabilidade, velocidade constante (15 m/s) e a simulação foi feita para deflexões positivas (elevando os *elevons*). Os dados obtidos mostram que o coeficiente de momento de picada nulo é obtido para um ângulo de ataque muito semelhante à deflexão do *elevon*. Isto é, a 5° de deflexão, o coeficiente de momento de picada nulo corresponde, através de uma interpolação linear, a 4,23° de ângulo de ataque; a 10° de deflexão corresponde 9,02° de ângulo de ataque; a 15° de deflexão corresponde 14,9° de ângulo de ataque e, finalmente, a 20° de deflexão corresponde 20,5 ° de ângulo de ataque.

Tendo em consideração os dados obtidos, estima-se que uma superfície de controlo correspondente a 20% da corda do painel exterior (descrito na Tabela 7) é suficiente para o controlo longitudinal da aeronave.

#### 4.5.5 Modelo 3D

Após validação do modelo da asa voadora, o protótipo foi modelado a três dimensões através do programa *SolidWorks*<sup>13</sup>, onde se simulou a instalação dos eletrónicos, essenciais à correta operação do modelo, na zona central do UAV.

Com o intuito de instalar os equipamentos eletrónicos na secção central, foi projetada uma caixa central junto ao bordo de ataque com o volume necessário. Adicionalmente, a estrutura em espuma localizada na zona anterior à caixa central suporta o motor do UAV.

Na Figura 39 é possível visualizar a caixa central final (com o perfil NACA0018, transparente) com alguns dos componentes eletrónicos referidos como: a bateria (na zona central), *pixhawk 4 mini* (no centro, atrás da bateria), *raspberry* (à esquerda), o motor e o possível hélice (8x4,5 *clockwise*, semelhante às utilizadas em aeronaves com propulsão na retaguarda) e o módulo GPS, associado ao piloto automático, em cima da caixa central (de cor preta).

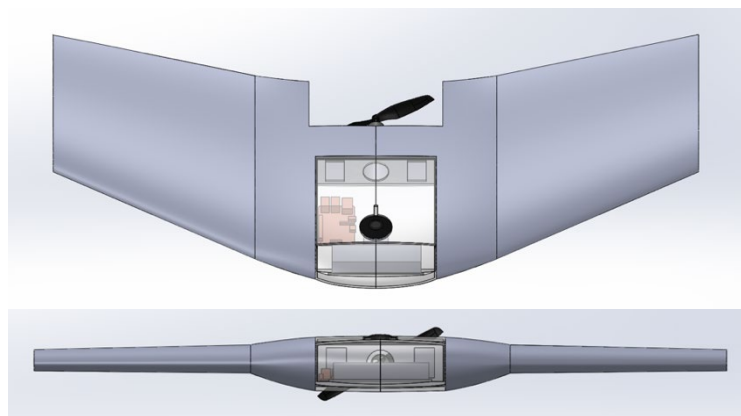


Figura 39 - Modelo Final em SolidWorks com Componentes

O corpo central, feito através de manufatura aditiva, confere rigidez à aeronave e segurança aos componentes mais dispendiosos. Em acréscimo, é possível controlar de uma forma mais minuciosa a localização do CG do modelo, visto que é possível

---

<sup>13</sup> Um programa CAD que auxiliou a modelação 3D do projeto.

dispor os eletrônicos como desejado e distribuir o seu peso. Este controlo tem bastante relevância no que concerne o lançamento manual do modelo.

Neste ponto é possível estimar a posição do CG, em *SolidWorks* e com uma estimativa de massa da estrutura do modelo, a uma distância de aproximadamente 0,106 m do bordo de ataque, correspondendo a um valor de NP de 20%.

## 4.6 Autonomia de Voo Estimada

Por forma a estimar, com algum grau de confiança, o consumo total e deduzir uma autonomia máxima, averiguou-se o consumo de cada componente elétrico, recorrendo à informação disponível na bibliografia e à experiência do CIAFA.

Sendo que o grupo propulsão funciona como um todo (variador, motor e hélice), foi empregue uma plataforma *on-line*, comumente utilizada para dimensionar o motor para um tipo de aeronave, denominada de *propCalc*<sup>14</sup> no cálculo dos consumos estimados para este modelo. Considerou-se, nesta estimativa, a massa total da aeronave de 1,20 kg, uma área alar de 38 dm<sup>2</sup>, uma altitude de voo de 1000 ft *Above Sea Level* (ASL), a uma temperatura de 25 °C e uma pressão QNH<sup>15</sup> de 1013 hPa. A bateria de 3 células utilizada conta com uma capacidade de 4200 mAh e uma descarga máxima de 85% da mesma, visto ser a mais próxima da apresentada previamente. Entrou, ainda, em linha de conta, o motor *SunnySky A2212-1400*, com peso e desempenho idêntico ao motor da aeronave *Volantex Ranger 757-4*, e uma hélice *GemFan* com 0,203 m de diâmetro e 0,102 m de *pitch* e uma velocidade de cruzeiro de 54 km/h, correspondendo a 15 m/s. Segundo dados do próprio simulador, a precisão dos valores obtidos é de cerca de 15%. Contudo, confere uma aproximação do consumo esperado para o voo real do modelo. Através dos resultados obtidos pode, então, salientar-se um consumo, por parte do grupo propulsor, de 17450 mA no seu regime máximo de RPM e de 11750 mA no seu ponto de máxima eficiência, recorrendo a uma potência máxima de 194,1 W de entrada e 152,6 W de saída, perfazendo uma eficiência total (por parte do grupo propulsor) de 78,6 %.

---

<sup>14</sup> Esta ferramenta foi criada pela *Solutions for All Markus Müller* e é uma das opções disponíveis no site <https://www.ecalc.ch/>.

<sup>15</sup> Utilizada como pressão ao nível do mar.



Através dos dados obtidos na análise aerodinâmica da aeronave em XFLR5 é possível estimar a potência ao veio (P) para uma razão de subida de 2,6 m/s, como sugerido no Ponto de Projeto, segundo a equação 4.24.

$$P = \frac{T_r V}{\eta_p} \quad (4.24)$$

Numa atitude de subida uniforme (sem qualquer tipo de aceleração) as equações de movimento caracterizam-se da seguinte forma:

$$L = W \cos \theta \quad (4.25)$$

$$T_r = D + W \sin \theta \quad (4.26)$$

Sendo:

$L$  = força de sustentação

$D$  = força de resistência

Considerando uma subida a 15 m/s, correspondente a 10° de ângulo  $\theta$ , tem-se, como valor de  $L$ , 11,59 N.

$$C_L = \frac{2L}{\rho_0 V^2 S} \quad (4.27)$$

Tendo como valor de densidade ao nível médio das águas do mar 1,225 kg/m<sup>3</sup>, e através da equação 4.27, é possível obter um valor de coeficiente de sustentação de aproximadamente 0,221. Recorrendo a uma interpolação linear, segundo os valores do gráfico da Figura 29, atinge-se um valor de  $C_D$  de 0,0138. Segundo a equação 4.26 o valor de impulso necessário, para uma subida a 15 m/s e 10° de  $\theta$ , é de 2,77 N o que corresponde a uma  $P_r$  de 41,50 W. Utilizando o valor de eficiência do grupo propulsor de 78,6%, a potência ao veio é de aproximadamente 53 W. Assim, pode dizer-se que, teoricamente, este motor tem potência suficiente para satisfazer os requisitos do modelo final apresentado.

Para o computador de bordo, *Raspberry Pi 3*, prevê-se um consumo máximo de 980 mA (5,1 W), que podem ser fornecidos através de uma ligação direta à saída de telemetria, como representado no Anexo A, ou pode ainda considerar-se a opção de conectar a um dos canais *Pulse Width Modulation* (PWM) do piloto automático, por forma a consumir energia através do variador (*Raspberry Pi Dramble*, s.d.).

Relativamente aos servos, visto que o seu consumo varia consoante a necessidade de utilização dos mesmos, considera-se uma intensidade média de corrente consumida de 550 mA ao longo de um voo (Nettigo, s.d.). Tendo em conta que foram utilizados, neste projeto, dois servo-motores, a corrente média consumida será de 1100 mA.

No que concerne os restantes componentes é estimado, como referido na Tabela 1 e segundo a experiência de utilização deste tipo de eletrónicos no CIAFA, um consumo total de 1000 mA. Assim, o valor da autonomia prevista para este modelo, será calculado através da equação 4.28.

$$Autonomia [h] = \frac{Capacidade da Bateria [mAh]}{Corrente Consumida pelos Componentes [mA]} \quad (4.28)$$

Atentando que, por motivos de segurança, se deve evitar a descarga total da bateria, considerou-se uma margem de segurança de 15% na autonomia estimada, correspondendo a um valor de carga útil de 3570 mAh.

Recorrendo ao valor de corrente típica total dos componentes de 14830 mA, e através da equação 4.28, obtém-se uma autonomia de aproximadamente 14 minutos de voo. Optando por calcular a autonomia para um regime de consumo máximo do grupo propulsor (RPM máximas), tem-se uma corrente de consumo de 20530 mA, correspondendo a uma autonomia de aproximadamente 10 minutos.

Por todas estas razões, pode estimar-se que o modelo final, com todos os componentes funcionais, terá uma autonomia de voo entre 10 a 14 minutos. Contudo, na eventualidade de ser possível a utilização da bateria *Zeee Power*, o consumo de 85% da mesma equivale a uma autonomia de pelo menos 17 minutos, no caso do consumo típico, e 12 minutos no regime de maior esforço, tendo em consideração o aumento de massa de 80 g.

## Capítulo 5

# 5 Validação do Modelo

O método utilizado para a construção do modelo a ensaiar no túnel aerodinâmico valida o procedimento para o protótipo final, adaptando apenas as medidas e o número e tipo de peças constituintes do corpo central, de cada aeronave.

O modelo preparado especificamente para o túnel aerodinâmico foi adaptado do modelo real à escala de 1/1,25, com o intuito de reduzir a envergadura da aeronave. Desta forma, é possível diminuir o grau de incerteza provocado por fatores externos nas extremidades da área de operação do túnel aerodinâmico.

A escala referida faz com que este modelo tenha, como especificações estruturais, as referidas na Tabela 10.

*Tabela 10 - Especificações Modelo Ensaiado em Túnel Aerodinâmico*

Distância ao Centro (mm)	Corda (mm)	Offset (mm)	Perfil Alar
0,0	356,0	0,0	NACA 0018
75,0	340,0	16,0	NACA 0018
150,0	320,0	46,7	MH60 10,08%
400,0	240,0	198,7	MH60 10,08%

### 5.1 Conceção dos Modelos

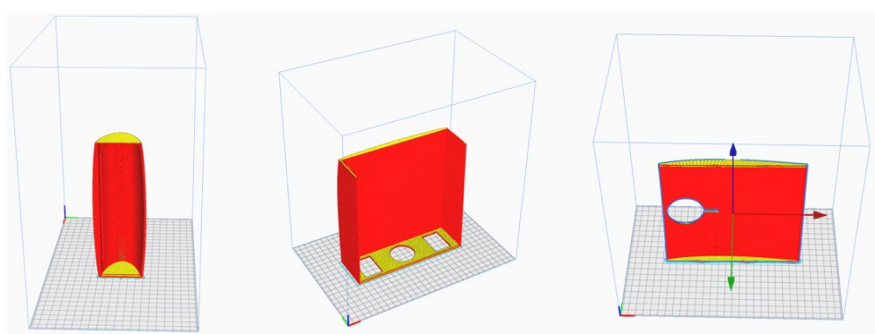
Nesta secção são descritas as fases de conceção do modelo final e do modelo ensaiado em túnel aerodinâmico, validando o processo de construção através do modelo a ensaiar no túnel.

#### 5.1.1 *Manufatura Aditiva*

Após ser desenhado em *SolidWorks*, os componentes do corpo central foram salvos numa representação triangular, através da conversão dos ficheiros para um formato *Stereolithography* (STL). A precisão dos documentos é definida variando o desvio e o ângulo dos triângulos que constituem as partes.

Os componentes foram produzidos na impressora B2X300 da empresa *BeeVeryCreative*. Dentro de todas as características que esta impressora apresenta são de salientar, no âmbito deste projeto, o seu volume de impressão de 300x200x300 mm e a sua capacidade de resolução entre 50 e 300 microns (BEEVERYCREATIVE, s.d.).

Foram testadas diferentes configurações de impressão, de forma a que o resultado obtido fosse o mais próximo do desejado possível. As especificações finais estão definidas no Anexo B, resultando dos conhecimentos adquiridos e da experiência desenvolvida a longo deste projeto.



*Figura 40 - Componentes do Corpo Central*

Para o modelo final, a caixa central foi dividida em três partes, como representado na Figura 40. É de salientar que os componentes presentes nesta figura se encontram sem suportes, contudo, a impressão destes elementos foi feita como sugere o Anexo B.

Os componentes referidos têm uma massa final (sem suportes) e um tempo de produção estimado como referido na Tabela 11.

*Tabela 11 - Dados de Impressão 3D*

<b>Componente</b>	<b>Massa (sem suportes)</b>	<b>Tempo de Produção</b>
<b>Bordo de Ataque</b>	73 g	8h55m
<b>Peça Central</b>	203 g	15h06m
<b>Tampa</b>	92 g	11h18m

O corpo central do modelo ensaiado em túnel aerodinâmico foi adaptado com o intuito de poder ser utilizado para acoplar o protótipo ao túnel aerodinâmico. Desta forma, o componente foi dividido em duas partes, sendo a primeira o corpo central, onde se localiza o ponto de fixação do modelo, e a segunda o bordo de ataque.

Concluiu-se que as duas partes do corpo central devem ser produzidas separadamente, com o objetivo de melhorar a qualidade de impressão, orientando os dois componentes como sugerem a Figura 41, retirada do *software Ultimaker Cura v.4.4* e obtendo os resultados como mostra a Figura 42.

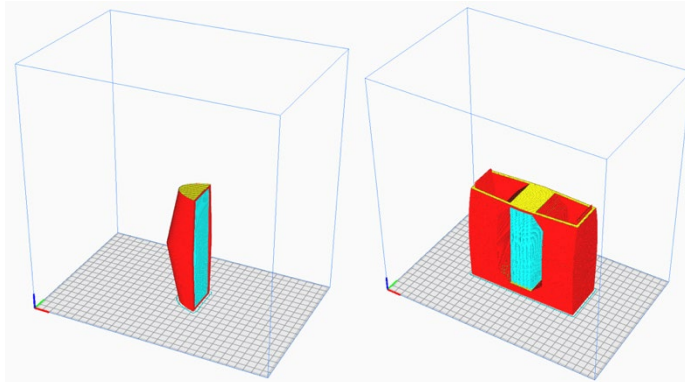


Figura 41 - Impressão 3D Modelo Ensaiado em Túnel Aerodinâmico

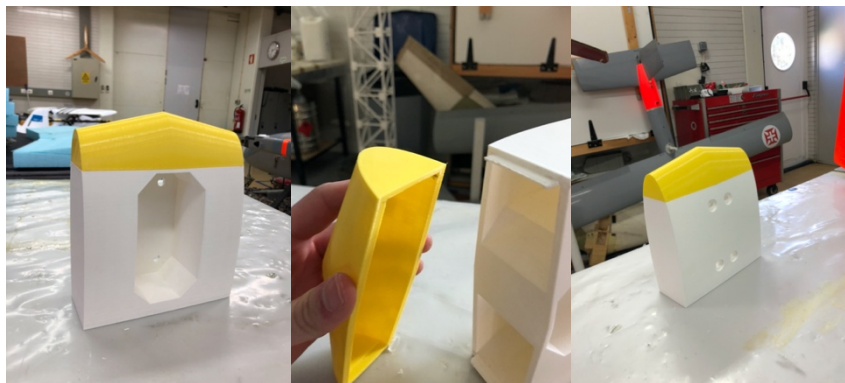


Figura 42 - Corpo Central Modelo Ensaiado em Túnel Aerodinâmico

### 5.1.2 Corte em fio quente

Relativamente aos segmentos em espuma, o método de construção consiste na utilização da máquina de corte disponível no CIAFA, representada na Figura 43. Esta máquina foi adaptada e melhorada ao longo do projeto, por forma a obter resultados mais próximos do idealizado sendo que a segunda secção (mudança de perfil alar de NACA 0018 para MH60) requer um desempenho considerável por parte do aparelho devido aos seus ângulos acentuados.



Figura 43 - Máquina de Corte do CIAFA

No CIAFA, é utilizado o *software* GMFC PRO<sup>16</sup> para preparar as instruções de funcionamento da máquina de corte de fio quente. Neste programa são inseridas todas as informações, por secção do modelo, à semelhança das representadas na Tabela 7, para o modelo final, e Tabela 10, para o modelo do túnel aerodinâmico.

A configuração do material utilizado foi adaptada com o intuito de reduzir, ou eliminar por completo, erros de produção associados ao corte do material, uma vez que no protótipo final é necessário montar componentes em espuma com a caixa central obtida por manufatura aditiva.

O corte é feito recorrendo a uma fonte de alimentação necessária para aquecer o fio. Esta fonte permite regular a tensão de saída e ajusta a intensidade de corrente em função do circuito, que neste caso corresponde ao fio de corte. A fonte de alimentação utilizada foi a demonstrada na Figura 44 e a intensidade de corrente ao qual foi sujeito o fio, durante os cortes, foi, como representa a figura, de 2,65 A.



Figura 44 - Fonte de Alimentação Máquina de Corte

---

<sup>16</sup> GMFC Pro é um programa de utilização específica no corte de espuma para fabrico de asas, fuselagens ou outro tipo de formas (GMFC, s.d.).

### 5.1.3 Colagem

Para a montagem do protótipo final, os componentes em espuma e os impressos em PLA são colados com resina *epóxi* SR1500 com um endurecedor SD2505 (Sicomín Epoxy Systems, 2014) e misturados com *micro ballons*<sup>17</sup> que permitem uma maior maleabilidade na colagem e reforçam ainda o ponto do modelo onde esta acontece.

A montagem completa é validada segundo o modelo a ensaiar no túnel aerodinâmico sendo que na Figura 45 é possível comparar o modelo a ensaiar no túnel manufaturado com o modelo previsto em *SolidWorks*.

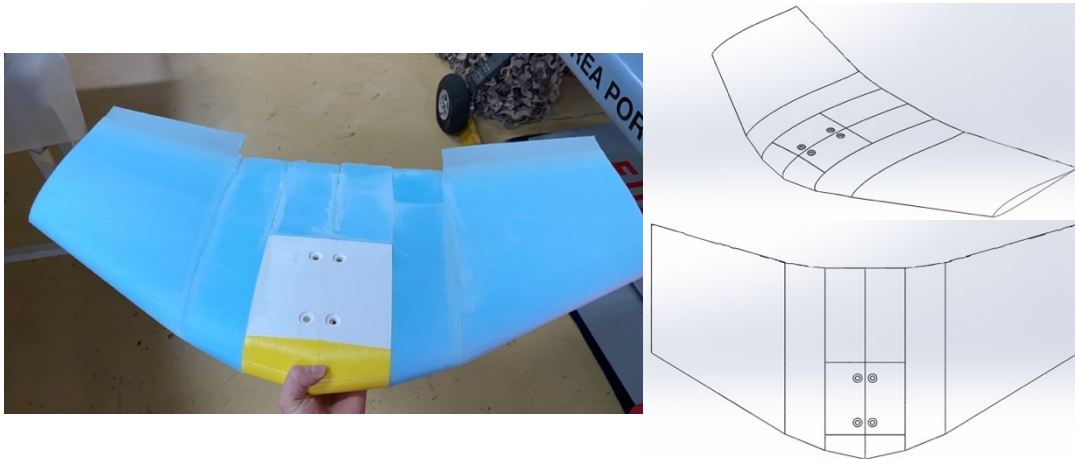


Figura 45 - Modelo Túnel Aerodinâmico Real vs Modulação 3D

### 5.1.4 Modelo Final

O modelo final contou com um reforço em balsa no ponto de colagem do GPS, nas extremidades da aeronave, ao longo da asa e da superfície de controlo, e no ponto de colagem entre a componente em espuma do corpo central e a secção seguinte. A bancada do motor foi também reforçada em balsa com o intuito de garantir resistência a vibrações. A estrutura anterior à caixa central foi desgastada, criando entradas de ar, com o propósito de resultar num aumento da eficiência do hélice. Finalmente, foi feita uma perfuração na tampa do corpo central, por forma a colocar a

---

<sup>17</sup>*Micro ballons* são um tipo de esferas ocas, microscópicas, utilizadas como aditivo em vários materiais com o intuito de alterar as suas características (3M, 2007).

antena do sistema de telemetria fora da caixa, e duas perfurações na zona inferior do corpo central, habilitando o lançamento manual do modelo.

Todas estas modificações podem ser detetadas no modelo final representado na Figura 46.

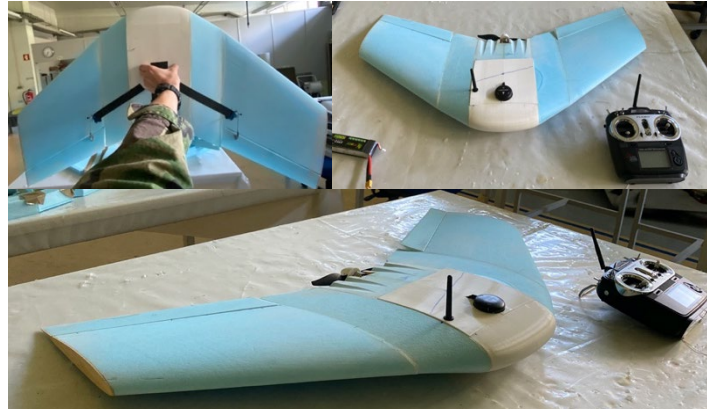


Figura 46 - Modelo Final

### 5.1.5 Tempo de Produção e Custo da Estrutura

O corte a fio quente da estrutura feita em XPS tem uma duração de cerca de duas horas, utilizando um metro de comprimento da placa do respetivo material. A manufatura aditiva, da qual resulta o corpo central, necessita de cerca de um dia e meio para a sua execução. Contudo, é possível, ao longo do primeiro dia, após o corte dos componentes em XPS, efetuar a colagem das duas meias asas e do corpo central.

A construção da bancada do motor, o acoplamento do corpo central em PLA e a respetiva junção com a porção em XPS deve ser feita no segundo dia.

O terceiro e quarto dias destinam-se à colagem de cada uma das meias asas. Por sua vez, no quinto dia devem ser instalados os *elevons* e montado todo o sistema eletrónico do modelo.

Assim, pode estimar-se um tempo de produção de cerca de cinco dias. No entanto, no que concerne a manufatura em massa, o tempo de produção é limitado pela manufatura aditiva, uma vez que podem ser colados vários modelos em simultâneo.

Relativamente ao custo associado a esta estrutura, é possível afirmar que o mesmo é deveras reduzido, quando comparado com o valor dos eletrónicos, visto que se pode estimar um valor 5 vezes inferior entre o custo da estrutura e o custo do



conjunto do piloto automático. Através de um balanço do mercado *on-line*, estima-se um consumo máximo de 35 € de PLA e 5 € de XPS.

## 5.2 Procedimento Experimental

De forma a obter condições de semelhança dinâmica, a velocidade do escoamento para o ensaio experimental no túnel aerodinâmico, encontra-se a partir da igualdade dos números de *Reynolds* para as duas situações distintas, como demonstra a equação 5.1.

$$Re_{\text{modelo real}} = Re_{\text{modelo túnel}} \quad (5.1)$$

Considerando o mesmo valor para a viscosidade cinemática para as duas situações, sendo que é bastante próximo, e utilizando as equações 4.13 e 5.1, é possível deduzir a equação 5.2 que relaciona as velocidades e as respectivas cordas aerodinâmicas.

$$V_{\text{modelo real}} \times MAC_{\text{modelo real}} = V_{\text{modelo túnel}} \times MAC_{\text{modelo túnel}} \quad (5.2)$$

Para uma velocidade de cruzeiro da aeronave final de 15 m/s, a análise do modelo do túnel aerodinâmico deve ser feita a uma velocidade de 18,77 m/s, visto que o valor de MAC do modelo reduzido é de 0,306 m, calculado segundo a equação 4.14. O modelo de teste foi avaliado no túnel aerodinâmico do CIAFA através da medição de forças e momentos feita pela balança do mesmo, segundo o sistema de eixos referido na Figura 47.

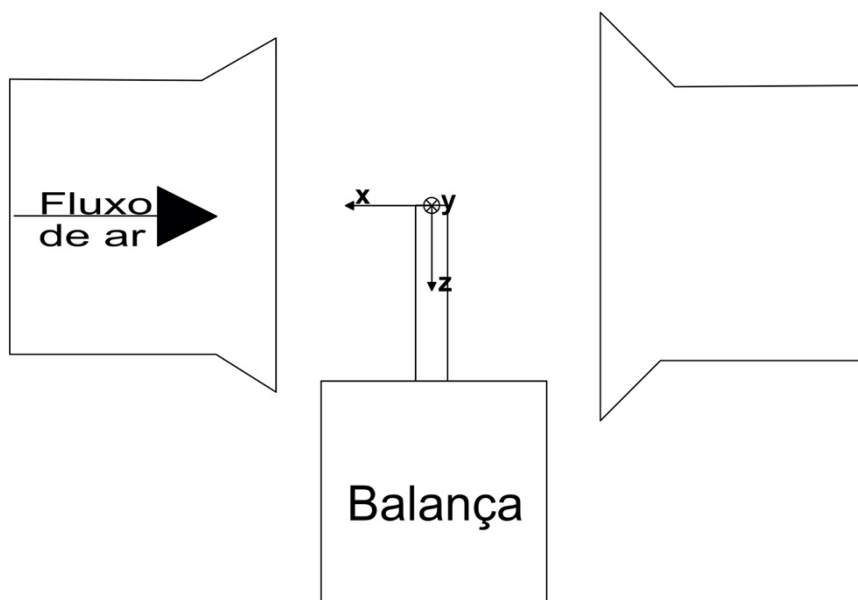


Figura 47 - Sistema de Eixos do Túnel Aerodinâmico

A Figura 48 representa o modelo instalado no túnel aerodinâmico, acoplado à balança através de um braço que permite a variação do ângulo de ataque e do ângulo de guinada.



*Figura 48 - Modelo Inserido no Túnel Aerodinâmico*

Inicialmente, foram feitos testes com um incremento elevado por forma a obter um valor mínimo e máximo para os ângulos  $\alpha$  e  $\beta$ . Deste modo, determinou-se que a variação de  $\alpha$  devia de ser entre um intervalo de  $-15^\circ$  a  $21^\circ$  e a variação de  $\beta$  entre o intervalo de  $-20^\circ$  a  $20^\circ$ .

A fim de se analisar o comportamento aerodinâmico e a estabilidade do modelo, foram realizados 3 tipos de ensaio:

- variação de  $\alpha$  no intervalo indicado, mantendo  $\beta$  nulo;
- variação de  $\beta$  no intervalo indicado com  $\alpha$  de  $4^\circ$ ;
- variação de  $\beta$  no intervalo indicado com  $\alpha$  de  $15^\circ$ .

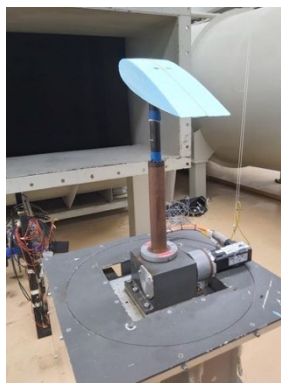
No momento do ensaio experimental, foi medida a temperatura e a pressão atmosférica, assim como a velocidade do escoamento, para que fosse possível calcular, posteriormente, os valores dos respetivos coeficientes.

Por forma a obter resultados mais próximos do real possível, procurou-se eliminar a influência do braço de suporte do modelo nos valores experimentais. Para tal, foi realizado um ensaio à velocidade de teste do modelo para determinar a força de resistência e momento de picada do braço. Devido à forma cilíndrica do braço de suporte de modelo, é expectável que a resistência criada por este seja significativa, quando comparado com o corpo fuselado do modelo. O centro de pressão da força de resistência do braço de suporte deve estar localizado aproximadamente a meio deste. Tendo em consideração que os momentos são calculados no ponto de fixação

do modelo, a força de resistência do braço de suporte do modelo cria um momento de picada negativo que é necessário eliminar.

É de salientar que o cálculo dos coeficientes de resistência e momento de picada do ensaio de erro, simularam a presença do modelo. Isto é, foram calculados em função da área, MAC e envergadura do modelo de túnel aerodinâmico, sendo que os únicos valores que variaram foram as condições do teste (velocidade e massa específica, descritos no Anexo D). Assim, é possível eliminar a influência das condições do ensaio, permitindo comparar diretamente os resultados obtidos neste ensaio de determinação do erro, com os resultados obtidos nos ensaios do modelo.

No ensaio de determinação do erro, colocou-se parte da secção central da asa em espuma, como se pode observar na Figura 49, de forma a simular a interferência entre o braço e o modelo, e evitar a exposição do bloco de fixação ao escoamento, presente na Figura 50.



*Figura 49 - Centro Fuselado no Túnel Aerodinâmico*



*Figura 50 - Bloco e Suporte Túnel Aerodinâmico*

Comparando os valores da tabela presente no Anexo C, é possível verificar o forte impacto do coeficiente de resistência e do coeficiente de momento de picada produzidos pelo braço, nos ensaios do modelo, validando assim as premissas supramencionadas.

Ao aplicar este método de correção dos resultados obtidos elimina-se, igualmente, parte da resistência e momento de picada criados pela secção central da asa. Todavia, considera-se que o erro induzido pela presença do corpo fuselado, a azul na Figura 49, é inferior ao erro que seria induzido caso o bloco de fixação estivesse totalmente exposto ao escoamento.

Os resultados do teste de ângulo de ataque variável foram corrigidos de acordo com o coeficiente de resistência e de momento de picada obtidos para o braço, para

o respectivo ângulo de ataque. Para os ensaios em ângulo de guinada, a ângulo de ataque de 4° e 15°, foram aplicadas as correções do coeficiente de resistência e de momento de picada correspondentes aos ângulos de ataque 4° e 15°, respetivamente. Uma vez que o braço de suporte do modelo tem uma forma cilíndrica, a rotação do ângulo  $\beta$  não influencia a força de resistência nem o momento de picada criada por este.

Finalmente, são obtidos os resultados finais dos coeficientes de sustentação, resistência e momento de picada, guinada e rolamento, adimensionalizados para as condições de cada ensaio (velocidade do ar, temperatura do ar e pressão atmosférica descritos nas tabelas do Anexo D). É ainda de salientar que, para análise de estabilidade, os resultados obtidos foram transferidos do referencial aerodinâmico (utilizado pelo sistema de aquisição de dados do túnel aerodinâmico) para o referencial do modelo (utilizado na análise de estabilidade).

### **5.3 Resultados do Túnel Aerodinâmico**

O modelo em túnel aerodinâmico foi sujeito a 3 tipos de teste, como referido no ponto 5.2. Os dados obtidos e as condições referentes a cada teste encontram-se no Anexo D sendo que os valores apresentados consideram um desvio padrão máximo de 0,07. A análise possível de ser feita através destes dados pode ser dividida, à semelhança da análise computacional, em dois grupos distintos relativamente à aerodinâmica e à estabilidade do modelo.

#### **5.3.1 Análise Aerodinâmica**

A Figura 51 representa a variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque. Segundo os dados obtidos determina-se um valor de  $C_{L_{max}}$  de 0,816 para um ângulo  $\alpha$  de 21°. Através da equação 4.12, e utilizando o valor de carga alar referido no ponto 4.5.1, conclui-se que a velocidade de perda para o modelo final é de aproximadamente 8 m/s. É ainda de salientar que a derivada do coeficiente de sustentação é de 0,0329.

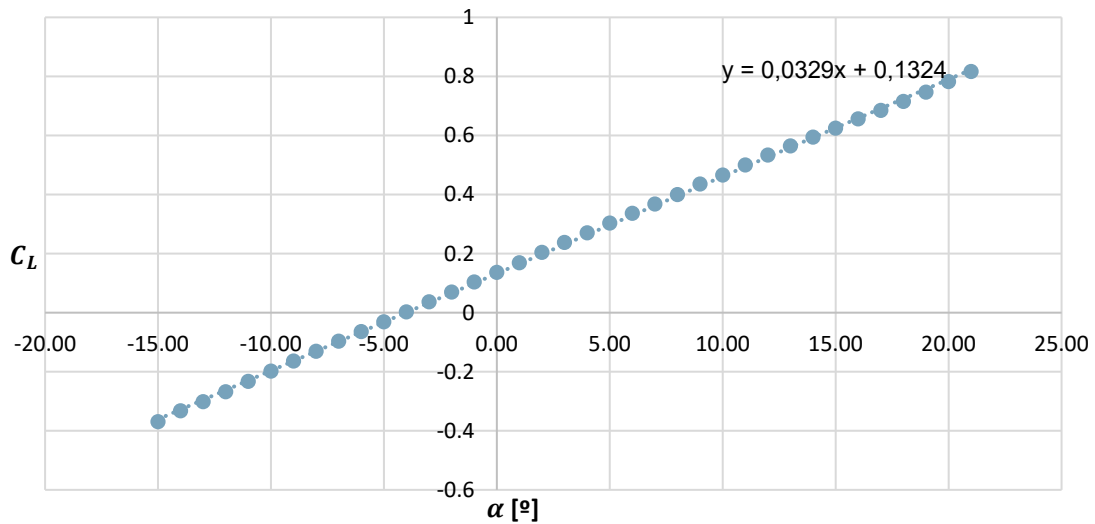


Figura 51 - Coeficiente de Sustentação - Túnel Aerodinâmico

Comparando com os valores referidos na análise em XFLR5 do modelo, o valor de  $C_{L_{max}}$  obtido é 1,25 vezes menor, a derivada do coeficiente de sustentação é 1,59 vezes menor e a velocidade de perda é 1,14 vezes maior que o previsto computacionalmente.

A Figura 52 mostra a relação entre o coeficiente de sustentação e o coeficiente de resistência do modelo em túnel aerodinâmico. O valor mínimo desta relação corresponde a um coeficiente de resistência de aproximadamente 0,011 ( $C_{D0}$ ). Comparando estes valores com os obtidos computacionalmente, compreende-se que o valor de coeficiente de resistência parasita é 1,38 vezes superior para os ensaios em túnel aerodinâmico.

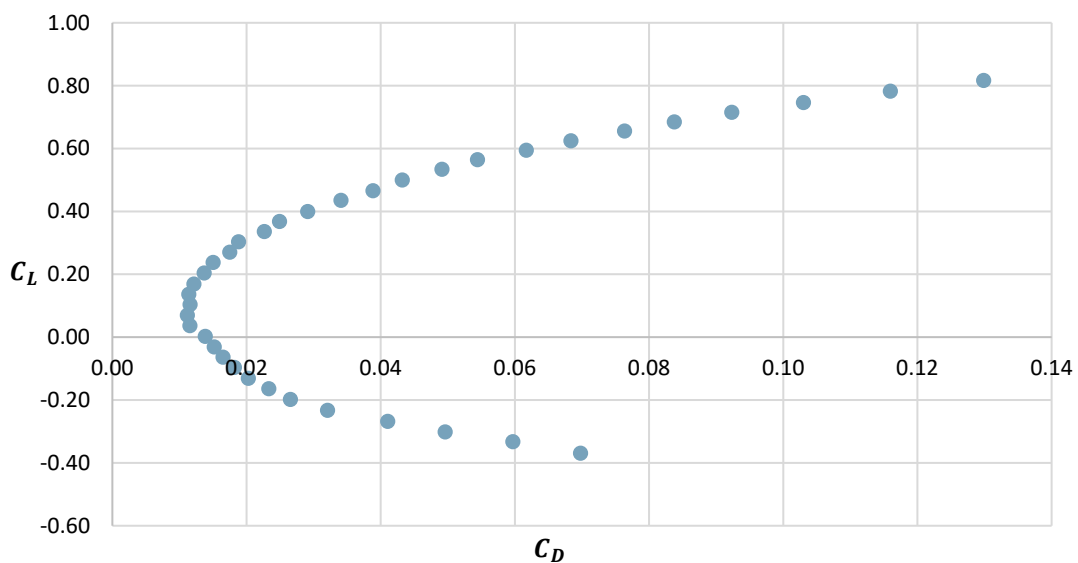


Figura 52 -  $C_L$  vs  $C_D$ - Túnel Aerodinâmico

A Figura 53 apresenta os valores da eficiência aerodinâmica do modelo em túnel aerodinâmico, ao longo do ângulo de ataque. O valor de máxima eficiência aerodinâmica estava previsto, segundo a Figura 30, ser 16,57 correspondendo a um ângulo  $\alpha$  de 4°. Contudo, o gráfico demonstra que o valor máximo obtido no túnel aerodinâmico é 1,03 vezes menor (16,07), para um ângulo de ataque de 5°. A este ponto corresponde, ainda, um coeficiente de sustentação de aproximadamente 0,303.

Utilizando a expressão 4.11 e a carga alar do modelo de 30,98 N/m<sup>2</sup>, pode afirmar-se que a velocidade para a aeronave real, neste ponto, seria de 13,11 m/s.

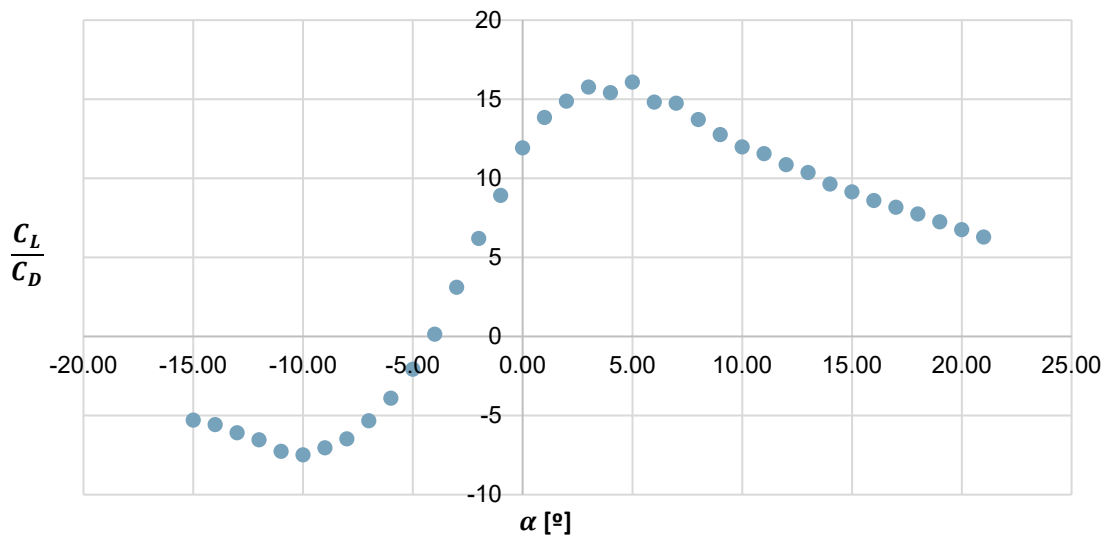


Figura 53 -  $\frac{C_L}{C_D}$  vs  $\alpha$  - Túnel Aerodinâmico

A Figura 54 apresenta a relação entre  $\frac{C_L^3}{C_D}$  e o valor de  $\alpha$ . Esta relação evidencia, no seu pico, a máxima autonomia da aeronave como referido no ponto 4.4.

Considerando os valores apresentados, o máximo deste parâmetro surge a um ângulo de ataque de 7° com um valor de 8,937, ao qual corresponde um coeficiente de sustentação de aproximadamente 0,368. Utilizando a equação 4.11 e o valor de carga alar do modelo, mostra-se que a velocidade para máxima autonomia é de aproximadamente 11,89 m/s.

É ainda relevante referir, na análise dos dados, que o valor de  $\frac{C_L^3}{C_D}$  mais elevado a seguir a este é de 8,841 para um  $\alpha$  de 5°, correspondendo ao ponto de máxima eficiência aerodinâmica. Nesta condição, como verificamos, a velocidade para voo de nível é 13,11 m/s.

Visto que se pretende otimizar a autonomia do modelo, não menosprezando a sua eficiência aerodinâmica, deverá considerar-se como nova velocidade cruzeiro o valor de 13,11 m/s.

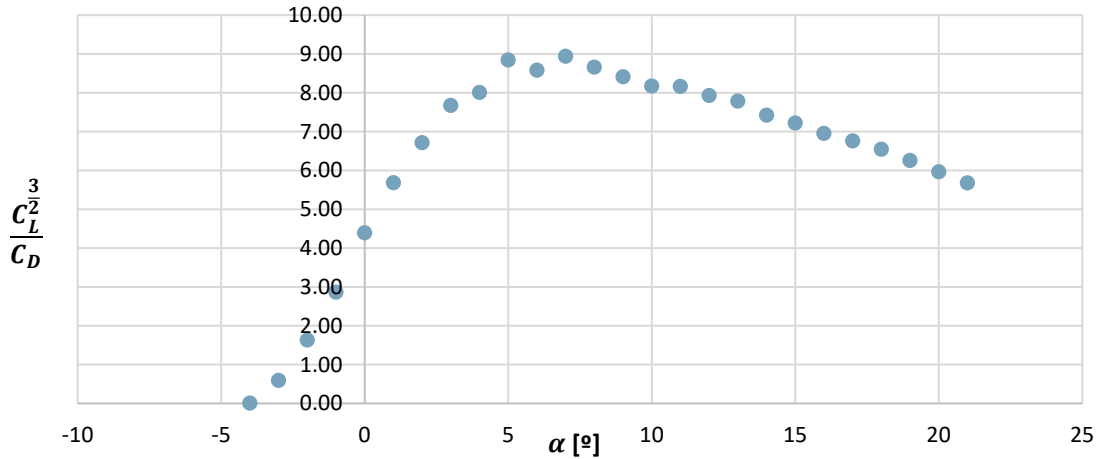


Figura 54 - Parâmetro  $\frac{C_L^3}{C_D}$  vs  $\alpha$  – Túnel Aerodinâmico

À semelhança da linha de pensamento utilizada no ponto 4.6, é possível calcular o valor de *power loading* do modelo final, segundo os valores do túnel aerodinâmico. Mantendo a velocidade vertical de 2,60 m/s, para a velocidade de 13,11 m/s, tem-se um valor de  $\theta$  de 11,44° correspondendo a uma força de sustentação de 11,54 N, logo, um  $C_L$  de 0,288. Através de uma interpolação linear e segundo o gráfico da Figura 52, o valor de  $C_L$  corresponde a um  $C_D$  de aproximadamente 0,0182. Assim, para uma velocidade de 13,11 m/s e 11,44° de  $\theta$ , tem-se um valor de  $P_r$  de 40,16 W e um potência ao veio (considerando um rendimento do motor de 78,6%) de aproximadamente 51 W correspondendo a um *power loading* de 0,230 N/W. É possível concluir que, para uma mesma razão de subida, o valor de potência será menor se for considerada a velocidade de 13,11 m/s e um ângulo de subida de 11,44°.

### 5.3.2 Análise de Estabilidade

Ao analisar os dados de estabilidade em túnel aerodinâmico, e tendo em especial atenção ao coeficiente de momento de picada, torna-se necessário reconsiderar uma nova posição de NP. Analiticamente, a posição do ponto neutro estimada é de 0,192 m do bordo de ataque do modelo final, correspondendo a uma distância de 0,154 m no modelo do túnel. Através do método prático, a estimativa de posição do ponto neutro do modelo final é de 0,181 m do bordo de ataque, equivalendo

a aproximadamente 0,145 m para o modelo do túnel aerodinâmico. Considerando que a derivada do coeficiente de momento de picada, para estes valores, corresponde a 0,0003 e -0,0006, respetivamente, é possível deduzir que a aproximação feita pelos métodos referidos não se aplica. Deste modo, foi comparado o NP obtido através dos dois métodos experimentais (XFLR5 e túnel aerodinâmico) e o método analítico.

Relativamente à análise feita em túnel aerodinâmico, é possível deduzir o coeficiente de momento de picada para várias posições possíveis do CG. Este foi testado para 0,145 m, 0,144 m, 0,150 m e 0,154 m de distância ao bordo de ataque. Considerando que a separação do escoamento influencia a medição do momento a ângulos de ataque elevados e ângulos de ataque diminutos, o gráfico da Figura 55 foi reduzido por forma a analisar os respetivos valores entre 0° e 15° de  $\alpha$ .

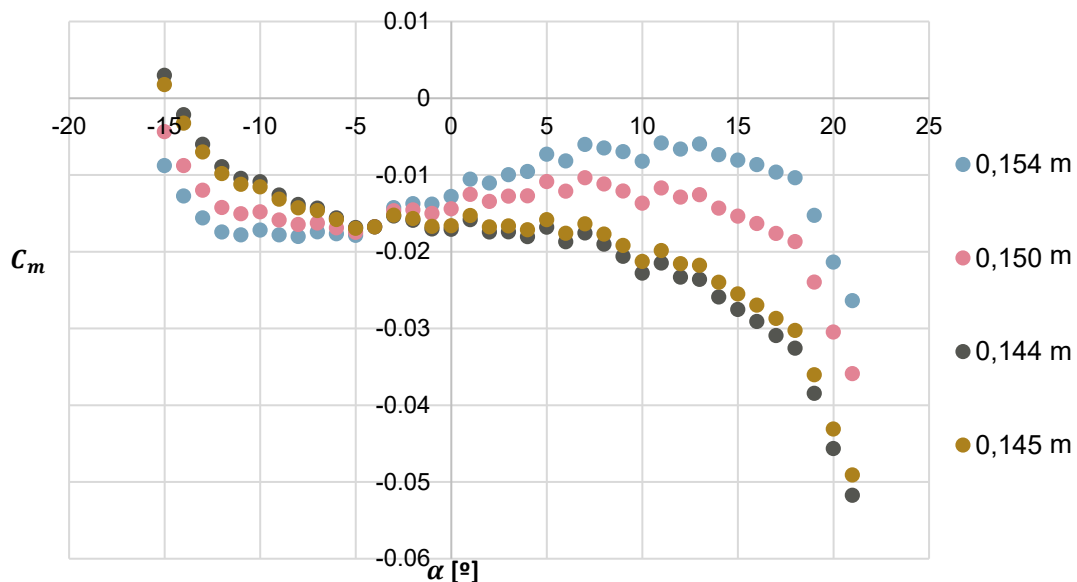


Figura 55 - Coeficiente de Momento de Picada - Túnel Aerodinâmico



O valor do NP para o modelo referido, através da análise das linhas de tendência e respetivas equações, na Figura 56, será de 0,150 m, ao qual equivale a linha de tendência em que a derivada do coeficiente de momento de picada por alfa é mais próxima do valor nulo, correspondendo a  $-5 \times e^{-05}$ .

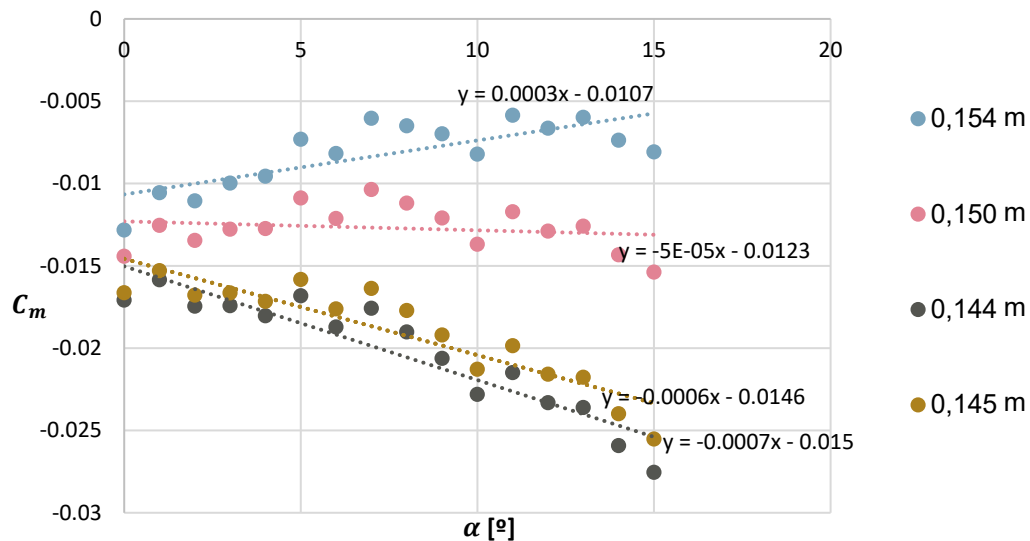


Figura 56 - Coeficiente de Momento de Picada Reduzido - Túnel Aerodinâmico

Tomando por princípio, que as aproximações feitas em túnel aerodinâmico assemelham-se ao regime de voo real da aeronave, é possível determinar que o NP a ser considerado na análise deste modelo deve ser localizado a uma distância de 0,150 m do bordo de ataque, na raiz da asa, ou seja, aproximadamente 23,83% da MAC do modelo de túnel. Assim, o CG do modelo de túnel aerodinâmico pode variar de uma distância ao bordo de ataque entre 0,134 m e 0,088 m, o que equivale a uma ME de aproximadamente 5% e 20%, respetivamente. Optou-se por colocar o centro de gravidade a 0,088 m do bordo de ataque com uma margem estática de 20%.

Reforçando os valores para o modelo real, estes correspondem a 0,383 m para o valor de MAC, 0,188 m para o valor de NP e 0,110 m para o valor de CG, sendo que estes dois últimos se referem à distância ao bordo de ataque.

A Figura 57 mostra a variação do coeficiente de momento de picada ( $C_m$ ), calculado em torno do valor de CG ao longo do ângulo de ataque. Nesta figura é possível identificar uma linha de tendência cuja derivada de coeficiente de momento de picada  $\frac{\partial C_{mCG}}{\partial \alpha}$  corresponde a um valor de -0,0069. Este valor surge como cerca de 1,5 vezes inferior ao estimado computacionalmente na Figura 34.

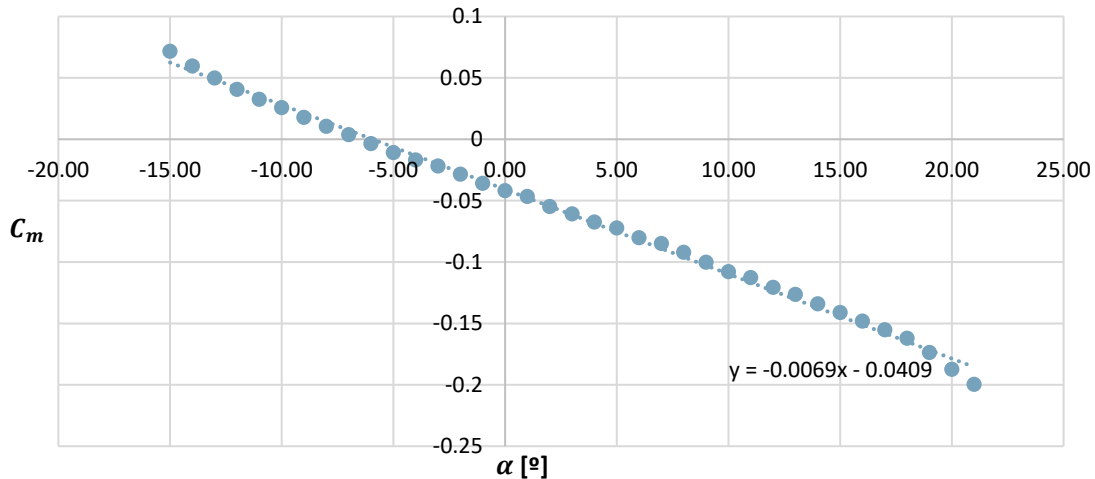


Figura 57 - Coeficiente de Momento de Picada - Túnel Aerodinâmico

Os dados disponibilizados pela balança do túnel aerodinâmico são referentes ao eixo do túnel, isto é, ao efetuar um teste cuja a variação se dá ao longo do ângulo  $\beta$ , os valores obtidos não são relativamente ao referencial do modelo mas sim segundo o eixo representado na Figura 47. Assim sendo, foi utilizada uma matriz de rotação por forma a transformar os valores dos coeficientes de momento de rolamento e de guinada obtidos, segundo o referencial de estabilidade do modelo.

Inicialmente foi feita uma rotação para o ângulo  $\beta$  utilizando a matriz A.

$$A = \begin{bmatrix} \cos\beta & -\sin\beta & 0 \\ \sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.3)$$

Posteriormente foi executada uma rotação para o ângulo  $\alpha$  através da matriz B.

$$B = \begin{bmatrix} \cos\alpha & 0 & -\sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} \quad (5.4)$$

De uma forma genérica, é então possível transpor os valores obtidos segundo o eixo tridimensional do sistema, pelo túnel aerodinâmico, para o eixo de estabilidade do modelo utilizando a matriz 5.5.

$$B \times A = \begin{bmatrix} \cos\beta \times \cos\alpha & -\sin\beta \times \cos\alpha & -\sin\alpha \\ \sin\beta & \cos\beta & 0 \\ \cos\beta \times \sin\alpha & -\sin\beta \times \sin\alpha & \cos\alpha \end{bmatrix} \quad (5.5)$$

Considerando que se pretende obter os valores de coeficiente de momento de guinada e rolamento, esta matriz deve ser utilizada em multiplicação com o vetor  $\begin{bmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{bmatrix}$

visto que, segundo o sistema de eixos utilizado:

- o  $C_l$  corresponde ao coeficiente de momento em  $x$ ;
- o  $C_m$  corresponde ao coeficiente de momento em  $y$ ;
- o  $C_n$  corresponde ao coeficiente de momento em  $z$ .

Apesar de terem sido feitos dois testes distintos relativamente à variação do ângulo  $\beta$ , estes surgiram com o mesmo intuito: o de avaliar a estabilidade em relação ao momento de guinada e de rolamento da aeronave. Todavia, o aumento de ângulo de ataque (de  $4^\circ$  para  $15^\circ$ ) evidencia duas situações de voo distintas, permitindo verificar se a resposta da aeronave se mantém ao longo do voo e se o ângulo de ataque elevado tem alguma influência na estabilidade lateral e direcional do modelo.

A Figura 58 mostra a relação entre o coeficiente de momento de guinada em função de  $\beta$  para ângulos de ataque de  $4^\circ$  e  $15^\circ$ . O valor das derivadas dos coeficientes de momento de guinada segundo  $\beta$ , para  $4^\circ$  ou  $15^\circ$ , é de 0,0002. Em comparação com a análise prevista no ponto 4.5.3 esperava-se um aumento da estabilidade, com o aumento do ângulo de ataque, o que não ocorreu no túnel aerodinâmico.

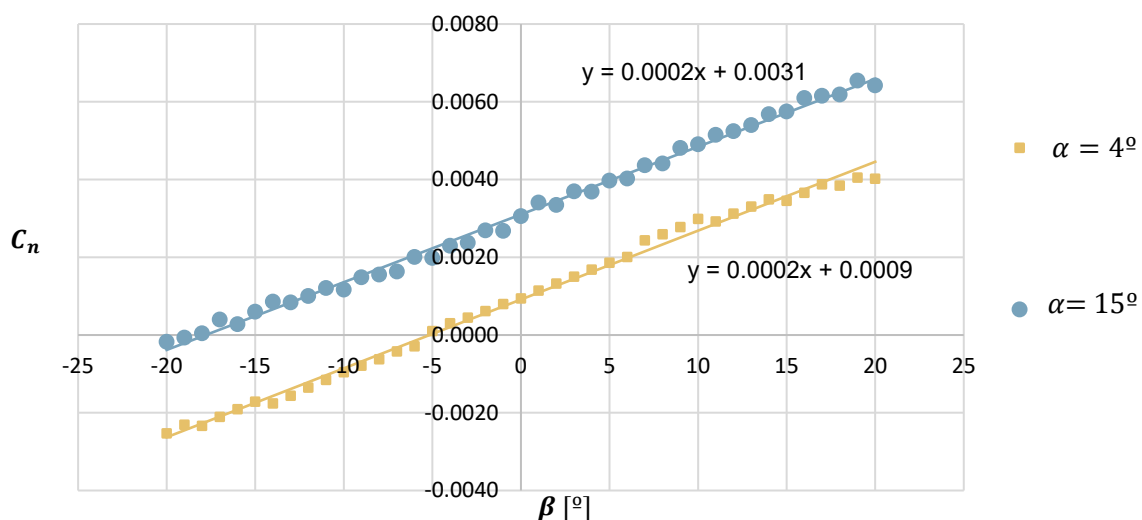


Figura 58 - Coeficiente de Momento de Guinada - Túnel Aerodinâmico

Não obstante ao referido, os valores obtidos podem ser comparados com os computacionais sendo que para  $\alpha$  de  $4^\circ$  o valor é igual ao previsto e para  $\alpha$  de  $15^\circ$  é 10,5 vezes inferior ao previsto. Considerando que o valor do coeficiente de momento de guinada é positivo, esta aeronave apresenta estabilidade estática direcional.

A Figura 59 representa a relação entre o coeficiente de momento de rolamento e o ângulo de variação  $\beta$  para os ângulos de ataque de  $4^\circ$  e  $15^\circ$ . A derivada de estabilidade lateral é influenciada positivamente com o incremento do ângulo de ataque, visto que este fenômeno aumenta a taxa de variação da variável correspondente. Comparando com os valores previstos, para  $\alpha$  de  $4^\circ$  o módulo do valor do ensaio em túnel varia em 1,4 vezes ao esperado e para  $\alpha$  de  $15^\circ$  foi 1,65 vezes inferior ao previsto. Contudo o aumento de estabilidade com o ângulo de ataque aconteceu numa proporção semelhante ao esperado, sendo que o previsto era de 2,92 vezes e o obtido foi 2,56 vezes.

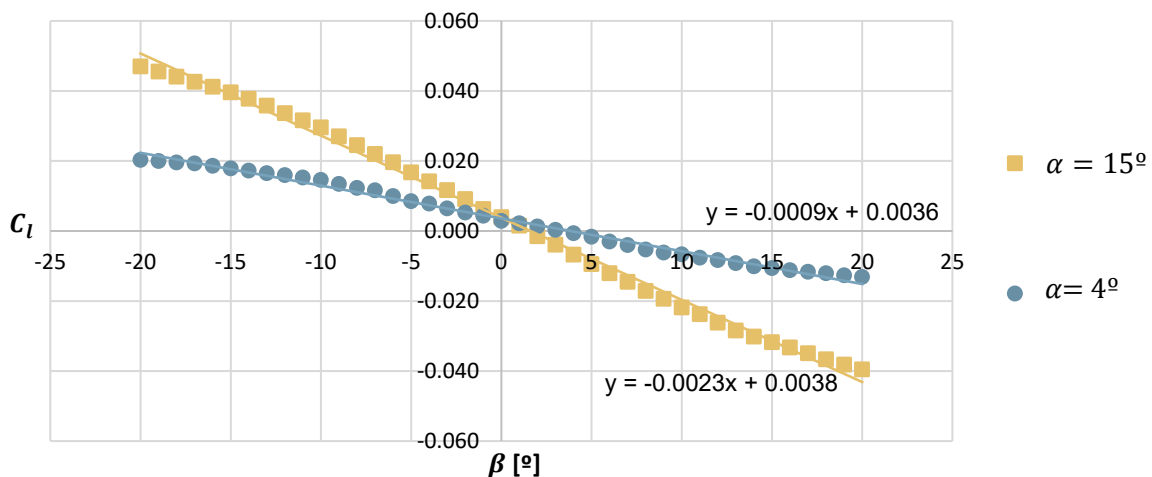


Figura 59 - Coeficiente de Momento de Rolamento - Túnel Aerodinâmico

A análise de estabilidade à qual se pode sujeitar o modelo, no túnel aerodinâmico, é meramente estática, à semelhança da que foi executada no ponto 4.5.3 através do programa XFLR5. Desta forma, os dados do túnel analisados e comparados com os computacionais, mostram que a aeronave cumpre com os requisitos propostos, sendo considerada estável nos três eixos de rotação. Para além disto, é ainda de referir que o valor da velocidade de cruzeiro foi adaptada para 13,11 m/s e que a velocidade de perda, tendo em conta as limitações dos testes realizados, estima-se que aconteça a uma velocidade de 8 m/s. É ainda relevante mencionar que o valor da potência necessária para uma razão de subida de 2,60 m/s, a uma velocidade de 13,11 m/s, é de 40,16 W.

## Capítulo 6

# 6 Programação do Modelo e Ensaios em Voo

Neste capítulo descreve-se a programação do piloto automático e os ensaios em voo com o protótipo final. É de salientar que, a massa do modelo final, medida previamente ao voo, sem o computador de bordo, é de cerca de 1,5 kg visto que este incluiu um reforço em fita adesiva (cerca de 200 g) e duas derivas, em balsa, na ponta das asas.

### 6.1 Configuração do Piloto Automático

O *firmware* instalado no *Pixhawk 4 Mini* foi a versão estável 1.10.1 lançada por Lorenz Meier (2020). Para tal, foi utilizado, como GCS, o *software QGroundControl*.

A configuração inicial do piloto automático pressupõe a seleção das características de *airframe* de *Generic Flying Wing*. Esta prevê a conexão do servo do *elevon* esquerdo ao canal 1, direito ao canal 2 e do variador ao canal 4, como mostra o esquema elétrico do Anexo A (PX4 Dev Team, 2020a). Seguidamente, procedeu-se à calibração do rádio comando, para tal foi necessário conectar os cinco primeiros canais do recetor RC ao *PPM Encoder*, como mostra o esquema do Anexo A. O RC foi configurado segundo o modo 2 que relaciona o *stick* da esquerda com *throttle* e guinada e o *stick* da direita com rolamento e picada. Visto que este modelo não tem controlo de guinada, a conexão associada pode ser, se necessário, posteriormente desligada. Tornou-se ainda imprescindível escolher um controlador para o canal cinco, destacado como seletor de modos de voo. Neste modelo de rádio comando, optou-se pelo seletor E.

Os modos de voo utilizados no decorrer dos ensaios foram os de manual e estabilização. O primeiro modo pressupõe o controlo direto das superfícies da aeronave através de *inputs* do piloto. O segundo modo, por sua vez, é semiautomático, pelo que o piloto automático mantém o voo de nível e as informações do controlo remoto processam-se como controlo de ângulo (para o pranchamento e picada) e taxa de variação (para o caso do *throttle*) (PX4 Dev Team, 2020d).

Ulteriormente, a calibração dos sensores foi realizada, sendo que esta requeria o sensor de bússola, giroscópio, acelerómetro e de velocidade do ar. Por forma a ser possível avançar este ponto, sem a necessidade de configurar um sensor de velocidade do ar, visto não estar prevista a sua utilização, tornou-se necessário alterar o parâmetro FW\_ARSP\_MODE para o valor de 1 (desativado).

### 6.1.1 *Sistemas de Segurança*

Após serem configurados os modos de voo manual (com o seletor mais próximo do piloto) e estabilização (com o seletor em qualquer outra posição), foram definidos os sistemas de segurança para o voo. Estes sistemas surgem essencialmente da necessidade de salvaguardar o espaço aéreo a ser utilizado visto que este se localiza num espaço com atividade aérea militar. Foram estabelecidos os seguintes sistemas de segurança:

- A perda de conexão RC por 0,5 segundos ativa o modo de retorno (*return mode*) do piloto automático. Este foi configurado para conduzir a aeronave a fazer *loiter* (círculo em volta de um ponto definido com um raio, velocidade ou *turn-rate* específico), localizado no *rally point* durante 120 segundos e, na circunstância de não ser possível reestabelecer a comunicação, o modelo procede para a aterragem programada no planeamento da missão;
- Os níveis de bateria de 35%, 7% e 5% emitem um aviso através da GCS;
- A perda de comunicação de telemetria não provoca qualquer tipo de efeito visto que o registo do voo está programado para ser feito no próprio piloto automático. É de salientar que, na eventualidade de se perder a conexão de telemetria, a informação relativa ao consumo de bateria passa a estar indisponível, pelo que a continuação desta condição deve ser procedida de uma aterragem manual;
- A rutura da vedação geográfica estabelecida através de um cilindro de 300 m de raio (centrado no local do lançamento) e 300 m de altitude (considerando a posição de descolagem como referência) ativa o modo de retorno estabelecido como o referido anteriormente;
- A perda de sinal GPS, caso o modelo consiga obter uma estimativa de altitude, encaminha o piloto automático a entrar em modo de altitude

(*altitude mode*). Na eventualidade de tal não ocorrer, o modelo recorre ao modo de estabilização. Para configurar este ponto foi necessário configurar o parâmetro COM\_POSTCL\_NAVL como 0.

- 2 segundos após a aterragem ser identificada pelo piloto automático, o modelo procede ao desarme do motor e dos servos, impossibilitando o seu movimento, até que sejam novamente ativados, por questões de segurança.

A Tabela 12 representa uma síntese do referido anteriormente.

Tabela 12 - Síntese dos Sistemas de Segurança

<b>COMPONENTE</b>	<b>AÇÃO</b>	<b>CONSIDERAÇÕES</b>
BATERIA	AVISO	5%, 7%, 35%
RC	<i>MODO RETORNO</i>	Após 0,5 segundos sem conexão, <i>loiter rally point</i> por 120 s, aterragem conforme missão
TELEMETRIA	N/A	N/A
GEOFENCE	<i>MODO RETORNO</i>	Cilindro de 300 m de raio por 300 m de altura
GPS	<i>MODO ALTITUDE</i> <i>MODO ESTABILIZAÇÃO</i>	N/A

### 6.1.2 Plano de Voo

O plano de voo autónomo, representado na Figura 60, prevê um lançamento, um ponto de descolagem, um ponto de *loiter* por tempo indefinido (delimitado com um raio de 50 m e uma altitude de 20 m) correspondente ao ponto 3, e uma aterragem definida com um ângulo de descida de cerca de 12°. Foi ainda colocado um *rally point* junto da zona de aterragem, a uma altitude de 20 m, com o objetivo de marcar o ponto central de *loiter* em caso de ativação do modo de retorno. Ainda que o propósito da prova de conceito esteja associado à avaliação da condição geral do modelo em voo,

dado que a plataforma descola num modo semiautomático, foi necessário proceder às configurações de segurança referidas anteriormente.



Figura 60 - Plano de Voo

## 6.2 Ensaios em Voo

### 6.2.1 Pré-voos

Previamente à realização dos ensaios em voo, e com o intuito de obter maior estabilidade direcional na aeronave, foram coladas, nas pontas da asa, duas derivas com *design* semelhante ao modelo de asa voadora presente no CIAFA. O modelo foi ainda reforçado com fita adesiva nas zonas de maior impacto e sensibilidade, como é possível identificar na Figura 61.



Figura 61 - Modelo Final



Foi ainda analisado o CG do modelo final através do método prático do pêndulo, traçando uma linha reta desde o ponto de suspensão do modelo (em cada ponta da asa) até ao centro. O ponto de interseção das retas marca o CG.

Precedentemente a cada voo realizaram-se testes de controlo, verificando, em modo manual, o controlo entre RC e modelo; em modo estabilização, a compensação automática por parte do modelo; e, por fim, o controlo de aceleração entre o RC e a resposta do motor. É de salientar, neste último ponto, que os lançamentos foram efetuados com o motor em rotação visto que o tempo de resposta do mesmo, ao partir sem movimento, não era suficiente para a propulsão necessária no momento do lançamento.

### 6.2.2 *Ensaaios em Voo*

No decorrer dos voos não foi possível instaurar o regime totalmente autónomo devido ao facto de que a primeira experiência com o modo de missão provocou uma aterragem forçada. Para além disso, as condições de voo, a falta de baterias carregadas, o tempo limitado para a realização dos voos e a inexperiência com a plataforma levou à falta de confiança para este modo. É ainda de referir que o *firmware* carregado no piloto automático não prevê um modo de *Autotune*, ao contrário de outros como o *Arduplane*, pelo que a configuração dos ganhos dos controladores do modelo deve ser feita manualmente (ArduPilot Dev Team, 2019b, 2019a; PX4 Dev Team, 2020c).

Relativamente ao modo manual, visto que este transporta a responsabilidade total da compensação do modelo para o piloto, optou-se por não recorrer à sua utilização, uma vez que o momento de transição entre modos se revelava crítico para a segurança de voo.

Deste modo, após o lançamento manual, representado à esquerda na Figura 62, a aeronave realizou alguns circuitos, como mostra a trajetória do modelo na Figura 62, com o intuito de registar as propriedades do voo em linha de voo, com 180° de desfasamento.



Figura 62 - Modo de Lançamento do Modelo e Registo da Trajetória do Último Voo

A análise dos registos de voo (denominados de *log*) foi realizada na plataforma *Flight Review*, criada especificamente para o piloto automático *Pixhawk 4 Mini*. É de salientar que esta plataforma apenas permite a apreciação gráfica, não concedendo acesso aos dados, na sua forma vetorial. A apreciação propunha avaliar os seguintes parâmetros:

- Autonomia;
- Regime de potência para velocidade cruzeiro;
- Estabilidade e controlo do modelo.

#### 6.2.2.1 Autonomia

Uma vez que o computador de bordo é um componente dispendioso e não necessário, nos ensaios iniciais, para a validação da estrutura em voo, este não esteve presente nos ensaios realizados. Relativamente à autonomia, esta foi ponderada para o conjunto de primeiro e segundo ensaios, sendo que em ambos se utilizou a mesma bateria, e apenas para o terceiro ensaio se recorreu à utilização de uma nova bateria.

A autonomia prevista, apresentada na Tabela 13, dada a configuração do ensaio em voo, tal como considerado na equação 4.8 da secção 4.6. O valor estimado de consumo para a configuração utilizada nos ensaios em voo, segundo o descrito nessa mesma secção, é de cerca de 13880 mA pelo que a autonomia efetiva estimada, para uma bateria de 4200 mAh, estava prevista para cerca de 18 minutos.

Os dados de consumo recolhidos durante os ensaios em voo, encontram-se sintetizados na Tabela 13 e na Tabela 14.

Tabela 13 - Autonomia da Primeira Bateria - Primeiro e Segundo Voos

Capacidade da Bateria (mAh)	4200
Tempo Total de Voo (mm:ss)	03:22 + 08:20 = 11:42
Energia Consumida (mAh)	1738
Autonomia total (mm:ss)	28:16
Autonomia efetiva (mm:ss)	24:01

Tabela 14 - Autonomia da Segunda Bateria - Terceiro Voo

Capacidade da Bateria (mAh)	4200
Tempo Total de Voo (mm:ss)	11:29
Energia Consumida (mAh)	1950
Autonomia total (mm:ss)	24:44
Autonomia efetiva (mm:ss)	21:01

#### 6.2.2.2 Regime de Potência para a Velocidade Cruzeiro

Como referido anteriormente, o modelo final não contava com um indicador de velocidade do ar, pelo que a velocidade de voo foi aproximada segundo uma média de velocidades obtidas através do GPS, comparando dois excertos de voo, com um desfasamento de 180° entre si.

A Figura 63, retirada do ficheiro de registo do primeiro ensaio, segundo o *Flight Review*, mostra a velocidade do modelo no primeiro excerto (contra o vento) e no segundo excerto (a favor do vento).

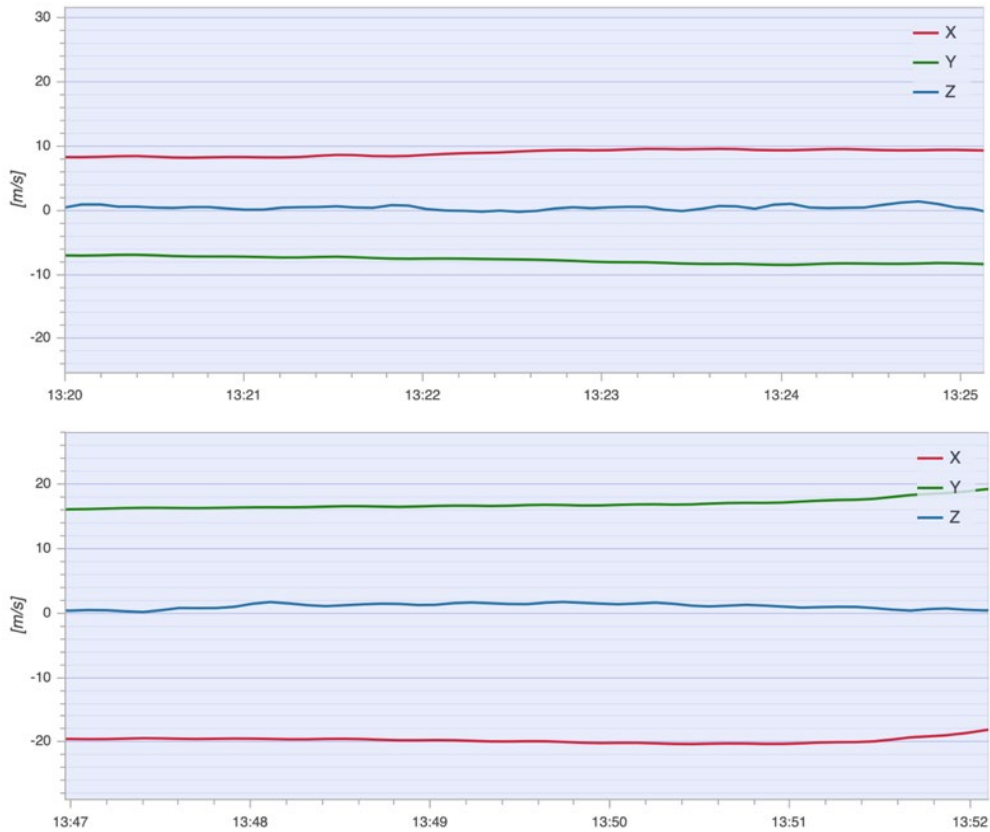


Figura 63 - Velocidade GPS do Modelo

O vetor velocidade de cada excerto, considerando voo de nível, sendo que a variação de altitude se torna desprezável e que o *input* de motor se mantém aproximadamente constante, tem como módulo o valor aproximado de 13 m/s para o primeiro e 27 m/s para o segundo. Os dados referidos são consistentes ao longo das diversas passagens nos dois troços de referência. Assim, é possível obter o valor de 20 m/s como sendo uma aproximação à velocidade de voo do modelo com uma componente de velocidade do vento de 7 m/s. Comparativamente com este valor, a velocidade para impulso necessário mínimo, utilizando a análise em XFLR5 para este mesmo modelo com 1,5 kg, é de cerca de 17 m/s.

A Figura 64 mostra o regime de motor ao longo de todo o voo. A zona identificada com um retângulo preto representa o teste de motor pré-voo, o retângulo vermelho apresenta o momento de descolagem, sendo possível distinguir o regime no instante do lançamento, de cerca de 35%, e após o lançamento, de 100%. Por fim, é possível considerar um regime de potência médio, ao longo de todo o voo, de cerca de 60% até ao momento da aterragem.

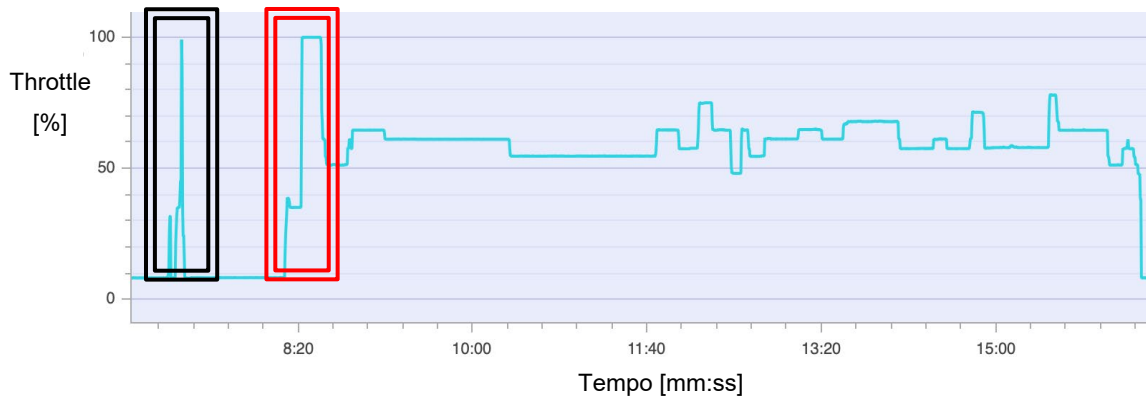


Figura 64 - Comandos de Throttle ao Longo do Tempo

A Figura 65 mostra o consumo de energia ao longo do tempo de voo em mAh/100. Segundo os dados referidos, a derivada da função representada reflete a média da corrente consumida durante o voo, equivalendo a 7,67 A. Subtraindo os valores estimados de consumo dos servos e sistemas do piloto automático, considerado na secção 4.6 como cerca de 2,1 A, obtém-se um valor de consumo, por parte do grupo propulsor, de 5,57 A. Este valor, multiplicado pela tensão da bateria de 11,8 V, considerada constante ao longo do voo, equivale a uma potência elétrica de 65,73 W. Considerando o rendimento do variador próximo de 1, o rendimento do motor de 80% e o rendimento do hélice de 70%, valor estimado de uma análise do comportamento de um hélice 8x4 para o regime proposto, atinge-se um valor de impulso, a 20 m/s, de 1,8 N.

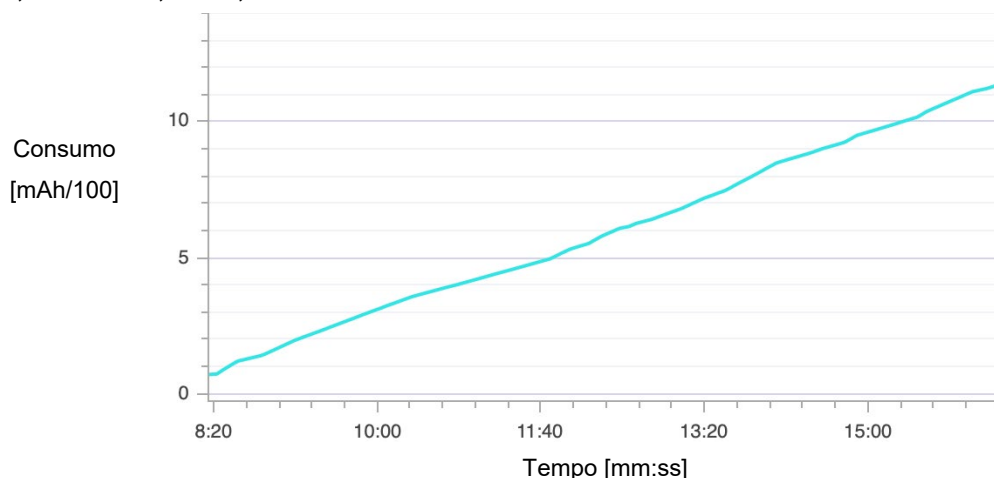


Figura 65 - Consumo Acumulado de Corrente de Descarga da Bateria

Teoricamente, o valor de coeficiente de sustentação associado ao modelo com 1,5 kg, a uma velocidade de 20 m/s, é de 0,158. Através de uma interpolação linear, e segundo a Figura 52, é possível calcular o valor de coeficiente de resistência de

0,011. Através das equações apresentadas na secção 4.6, esperava-se um valor de impulso, em linha de voo, de aproximadamente 1 N.

A discrepância entre os valores apresentados deve-se às aproximações feitas para a velocidade da aeronave, aos valores dos rendimentos aproximados e à não consideração da resistência provocada por outras superfícies como as derivas, a deflexão dos *elevons*, a antena de telemetria e o GPS. A medição de RPM do motor e da velocidade do ar em voo mostra-se essencial no que concerne a realização de futuros ensaios, por forma a ser possível deduzir melhores informações relativas ao voo.

### 6.2.2.3 Estabilidade e Controlo do Modelo

Os ensaios em voo utilizaram, essencialmente, o modo de estabilização. Neste sentido, denotou-se que a oscilação do modelo (compensação do rolamento por parte do piloto automático) se encontrava com uma frequência muito elevada. O *Pixhawk 4* emprega uma técnica de controlo utilizada globalmente que pressupõe controladores proporcionais, integrais e derivativos (PX4 Dev Team, 2020b).

Por forma a solucionar este problema, foram sucessivamente atualizados os parâmetros de ganho da taxa de variação de rolamento proporcional e integral (FW\_RR\_P e FW\_RR\_I respetivamente) e analisado o respetivo comportamento.

A Figura 66 mostra a variação do ângulo de rolamento de dois troços, o primeiro antes e o segundo após a alteração dos parâmetros.

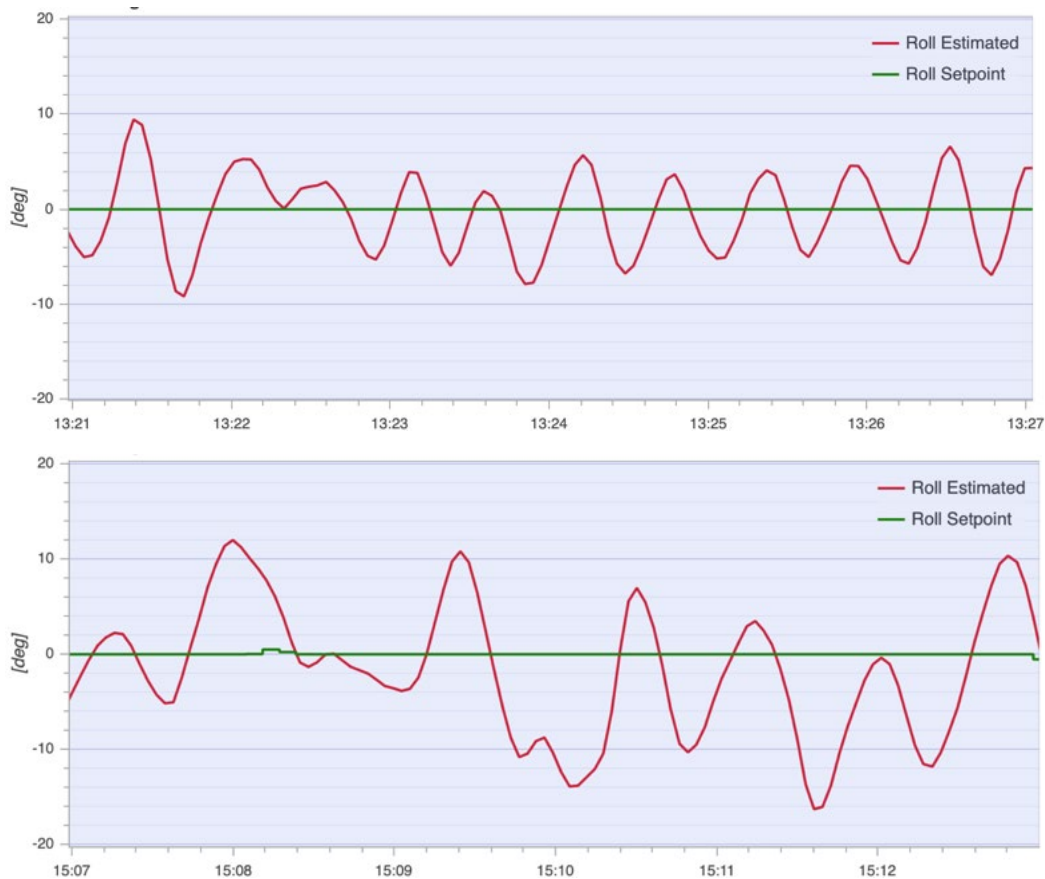


Figura 66 - Ângulo de Rolamento do Modelo

Através destes gráficos é possível denotar que a configuração dos parâmetros FW\_RR\_P e FW\_RR\_I para 0,033 e 0,040 respetivamente, contrariamente aos valores padrão de 0,05 e 0,01, resultou numa diminuição da frequência de oscilação do modelo, melhorando os níveis de estabilidade do mesmo. É de salientar que as variações bruscas do segundo excerto podem dever-se às condições atmosféricas no decorrer do ensaio pelo que é aconselhável fazer, em futuros ensaios, um acerto minucioso destes parâmetros com condições atmosféricas mais favoráveis.

Visivelmente, ao longo do voo, a variação dos parâmetros referidos demonstrou-se notória, pelo que a análise da transformada de Fourier destes dois troços deve ser tida em conta para futuros ensaios. Deste modo, o parâmetro SDLOG\_PROFILE deve ser alterado para 4 por forma a registar as informações de voo de uma forma mais fidedigna.

Constrangimentos relativamente ao prazo de entrega do presente documento, tendo em consideração a situação alarmante referente à pandemia COVID-19, levaram à limitação de ensaios em voo, pelo que não foi possível desenvolver

detalhadamente este ponto, assim como configurar de modo mais minucioso os controladores supramencionados.

De modo a poder concluir a configuração para voo totalmente automático (sem qualquer tipo de *inputs* de rádio comando) recomenda-se a configuração, no plano de voo, do modo *Altitude Hold* para ajuste dos parâmetros de controlo de voo do eixo longitudinal. Note-se que neste caso, o piloto automático irá comandar a deflexão das superfícies de voo, de modo a seguir uma dada referência de altitude. Caso a aeronave apresente um comportamento estável, após ajuste dos controladores, poderá ser testado o modo totalmente automático de voo.



## Capítulo 7

# 7 Conclusões

Esta dissertação apresenta o projeto, validação, construção e demonstração preliminar de voo de um veículo aéreo, desenvolvido através de processos simples, rápidos e não dispendiosos. O trabalho desenvolvido visa contribuir para a implementação de uma aeronave que satisfaça, em primeira instância, os requisitos de arquitetura para ensaios de controlo cooperativo no âmbito das atividades de I&D do CIAFA. Desta forma, a presente dissertação expõe um modelo de aeronave proposto e validado segundo uma análise teórica, computacional com base no XFLR5, experimental através do túnel aerodinâmico e prática através dos ensaios em voo, integrado no plano de I&D do CIAFA.

O modelo final possui um componente central, de maior resistência, para instalação dos equipamentos eletrónicos, por sua vez mais dispendiosos, utilizando processos de manufatura aditiva de baixo custo e de pouca especialização e engloba ainda uma estrutura de peso reduzido em XPS. É possível concluir que o custo de construção é significativamente reduzido, cerca de 40 €, quando comparado com o custo dos componentes eletrónicos referidos, visto que, segundo um estudo geral do mercado *on-line*, o valor estimado para o custo dos componentes é de cerca de 306 €. Assim, estima-se um custo total do modelo aproximado de 350 €.

A estimativa de tempo de produção do modelo final, considerando o tempo de colagem dos componentes, é de cerca de cinco dias. Por sua vez, visto que o maior tempo de paralisação se compreende no período de colagens, é possível fabricar várias aeronaves em simultâneo, sendo que a única limitação está relacionada com o processo de manufatura aditiva.

Por todas estas razões, evidencia-se que os objetivos propostos para esta dissertação foram cumpridos.

Do modelo final teórico podem salientar-se as seguintes características:

- Envergadura: 1 m
- MAC: 0,383 m
- Perfis: auto estável MH60 e NACA 0018
- AR: 2,65

- Área alar: 0,38 m<sup>2</sup>
- Carga alar: 30,98 N/m<sup>2</sup>
- Peso à descolagem: 1,2 kg
- Velocidade de cruzeiro: 13,11 m/s
- Velocidade de perda: 8 m/s
- Autonomia de voo estimada: superior a 10 minutos

Visto que a estrutura engloba um corpo central feito por manufatura aditiva, a sua manipulação, através de qualquer tipo de *software* CAD, oferece grandes vantagens, considerando que poderá ser adaptado aos requisitos dos próximos projetos. Estes devem, futuramente, incluir no desenho 3D do corpo central, as perfurações feitas durante a construção do modelo final, tanto para o manuseio e lançamento do modelo, como para a antena do sistema de telemetria.

Relativamente ao modo autónomo do modelo, será necessário concluir o ajuste dos controladores do piloto automático, em condições meteorológicas favoráveis, tomando como ponto de partida os parâmetros aplicados neste projeto, para o rolamento. Quanto ao ajuste da picada do modelo, deve ser utilizado o modo de altitude, por forma a compreender e adaptar os controladores no modo longitudinal do modelo. Após conclusão da configuração de voo automático, deverá ser instalado o computador de bordo *Raspberry Pi 3 Model B+*, de acordo com a arquitetura indicada nesta dissertação, adaptando os sensores necessários para futuros estudos na área de controlo cooperativo. É ainda de salientar a necessidade de adquirir e instalar, logo que possível, um sensor de velocidade ar, para caracterização do modelo em ensaios em voo e, posteriormente, controlo da plataforma. Deve também ser considerado um sensor ou método de monitorização das RPM do motor, sendo que este requisito será exclusivo para caracterização do modelo em ensaios em voo.

Tendo em conta os projetos a desenvolver, deve considerar-se o possível aprimoramento do modelo por forma a obter melhores valores de autonomia, uma adaptação do grupo propulsor de modo a tirar o maior partido do *design* estrutural de asa voadora, a experimentação de novas configurações de impressão por forma a reduzir o peso do componente central, mantendo a rigidez desejada e o tempo de impressão, ou até uma diminuição do tamanho do modelo, adotando as alternativas propostas.

# Bibliografia

- 3A Composites GmbH. (2011). *Kapa line Product Datasheet. 08, 2.*
- 3M. (2007). *3M™ Glass Bubbles K Series S Series.*
- AeroVironment. (2019a). *RAVEN® RQ-11B.* <https://doi.org/10.1016/B978-0-323-55512-8.00048-X>
- AeroVironment. (2019b). *UAS: RQ-11B Raven®.*  
<https://www.avinc.com/uas/view/raven>
- Air Force Technology. (n.d.). *Wasp AE Small Unmanned Aircraft System.* Retrieved September 9, 2019, from <https://www.airforce-technology.com/projects/wasp-ae-small-unmanned-aircraft-system/>
- AKI. (n.d.). *RIPA DE Balsa 3X100X1000MM.* Retrieved January 15, 2020, from <https://www.aki.pt/madeiras-e-construcao/ripas-barrotes-e-molduras/moldura-de-acabamento/balsa/Ripadebalsa3x100x1000mm-P56099.aspx#info>
- AKI. (2020). *K-LINE BRANCO 700X1000X5MM.* <https://www.aki.pt/madeiras-e-construcao/ripas-barrotes-e-molduras/moldura-de-acabamento/balsa/k-linebranco700x1000x5mm-p56116.aspx>
- AliExpress. (n.d.). *Servos clássicos 9g sg90 para aviões rc asa fixa aeronave modelo telecontrol peças de aeronaves motores de brinquedo.* Retrieved March 25, 2020, from [https://pt.aliexpress.com/item/32961322401.html?spm=a2g0o.productlist.0.0.57b9129cHgXths&algo\\_pvid=a80dc0aa-53e7-4b69-9f61-9ea4d4a363d4&algo\\_expid=a80dc0aa-53e7-4b69-9f61-9ea4d4a363d4-0&btsid=46a8481d-3a51-4432-9617-09386c5b1126&ws\\_ab\\_test=searchweb0\\_0,se](https://pt.aliexpress.com/item/32961322401.html?spm=a2g0o.productlist.0.0.57b9129cHgXths&algo_pvid=a80dc0aa-53e7-4b69-9f61-9ea4d4a363d4&algo_expid=a80dc0aa-53e7-4b69-9f61-9ea4d4a363d4-0&btsid=46a8481d-3a51-4432-9617-09386c5b1126&ws_ab_test=searchweb0_0,se)
- Anderson, J. D. (1989). *Introduction to Flight* (3rd Editio). McGraw-Hill Book Company.
- ArduPilot Dev Team. (2019a). *Automatic Tuning with AUTOTUNE.* <https://ardupilot.org/plane/docs/automatic-tuning-with-autotune.html#automatic-tuning-with-autotune>
- ArduPilot Dev Team. (2019b). *Flight Modes.* <https://ardupilot.org/plane/docs/flight-modes.html>
- ArduPilot Dev Team. (2019c). *SiK Telemetry Radio.* <https://ardupilot.org/copter/docs/common-sik-telemetry-radio.html>

- Auterion. (n.d.). *Pixhawk*. Retrieved July 1, 2019, from <http://pixhawk.org>
- Banggood. (n.d.). *Volantex Easy-Plug 30A 2-4S Brushless ESC With XT60 Plug For 742-5 Phoenix Evolution RC Airplane*. Retrieved March 24, 2020, from [https://www.banggood.com/Volantex-Easy-Plug-30A-2-4S-Brushless-ESC-With-XT60-Plug-For-742-5-Phoenix-Evolution-RC-Airplane-p-1336849.html?cur\\_warehouse=CN](https://www.banggood.com/Volantex-Easy-Plug-30A-2-4S-Brushless-ESC-With-XT60-Plug-For-742-5-Phoenix-Evolution-RC-Airplane-p-1336849.html?cur_warehouse=CN)
- BEEVERYCREATIVE. (n.d.-a). *B2X300*. Retrieved April 2, 2020, from <https://b2x300.com/#1>
- BEEVERYCREATIVE. (n.d.-b). *B2X300 DIY KIT*. Retrieved April 20, 2020, from <https://shop.beeverycreative.com/product/b2x300/>
- Böhnke, D., Jepsen, J., Pfeiffer, T., Nagel, B., Gollnick, V., & Liersch, C. (2011). An Integrated Method for Determination of the Oswald Factor in a Multi-Fidelity Design Environment. *3rd CEAS Air&Space Conference / 21st AIDAA Congress*. <http://elib.dlr.de/74495/>
- Caminero, M. Á., Chacón, J. M., García-Plaza, E., Núñez, P. J., Reverte, J. M., & Becar, J. P. (2019). Additive manufacturing of PLA-based composites using fused filament fabrication: Effect of graphene nanoplatelet reinforcement on mechanical properties, dimensional accuracy and texture. *Polymers*, 11(5). <https://doi.org/10.3390/polym11050799>
- Campion, M., Ranganathan, P., & Faruque, S. (2019). Uav swarm communication and control architectures: A review. *Journal of Unmanned Vehicle Systems*, 7(2), 93–106. <https://doi.org/10.1139/jjuvs-2018-0009>
- Cordeiro, S. (2017). *Introduction to Aerospace Engineering with a Flight Test Perspective*. John Wiley & Sons.
- Costa, V., Duarte, M., Rodrigues, T., Oliveira, S. M., & Christensen, A. L. (2016). Design and development of an inexpensive aquatic swarm robotics system. *OCEANS 2016 - Shanghai*. <https://doi.org/10.1109/OCEANSAP.2016.7485496>
- Da Silva, A., & Kyriakides, S. (2007). Compressive response and failure of balsa wood. *International Journal of Solids and Structures*, 44(25–26), 8685–8717. <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2007.07.003>
- Defense Update. (2009). *Wasp III (BATMAV) Micro UAV*. [https://defense-update.com/20090102\\_wasp3.html](https://defense-update.com/20090102_wasp3.html)
- Department of Defense USA. (2007). *Unmanned Systems Roadmap*. 188.

- Deperrois, A. (2014). *Guidelines for XFLR5: Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers*. February, 1–72. <http://scholar.google.com/scholar?hl=en&btnG=Search&q=intitle:Analysis+of+foils+and+wings+operating+at+low+Reynolds+numbers#0>
- Deperrois, A. (2019). *Theoretical limitations and Shortcomings of xflr5: Vol. Part IV* (Issue June).
- dos Santos, S. L. B. (2016). *Impressão 3D - Perspetivas de Adoção na Indústria Portuguesa*.
- Drela, M. (1989). *XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils*.
- Droneblog. (2017). *Top Companion Computers for Drones*. <https://www.droneblog.com/2017/06/22/top-companion-computers-for-drones/>
- Dronecode Project. (n.d.). *MAVLink Developer Guide*. Retrieved March 30, 2020, from <https://mavlink.io/en/>
- ECLIPSE. (2017). *BLDC motor outrunnerový 1400 kV A2212 / 10T* (p. 1).
- Edi, P., Yusoff, N., & Yazid, A. . (2008). Airfoil Design for Flying Wing UAV (Unmanned Aerial Vehicle). *Proceedings of the 4th WSEAS International Conference on APPLIED and THEORETICAL MECHANICS (MECHANICS '08) Airfoil*, 106–111. <http://www.wseas.us/e-library/conferences/2008/cairo/CD-MECHANICS/MECHANICS17.pdf>
- Elbit Systems. (n.d.-a). *Skylark I - LEX High Performance Man-portable Mini UAS. UNMANNED SYSTEMS, 2*. [www.elbitsystems.com](http://www.elbitsystems.com)
- Elbit Systems. (n.d.-b). *Skylark™ I – LEX – Mini UAS*. Retrieved January 12, 2020, from <https://elbitsystems.com/uas-skylark-i-lex-mini-uas/>
- Emiliano, S. (2019). *All About the Density of PLA*. <https://all3dp.com/2/pla-density-what-s-the-density-of-pla-filament-plastic/>
- Etkin, B., & Reid, L. D. (1995). *Dynamics of Flight* (3rd ed.). Wiley.
- Exército Português. (2018). *Demonstração de voo dos Sistemas Aéreos Não Tripulados adquiridos pelo Exército*. <https://www.exercito.pt/pt/informação-pública/notícias/748>
- Exército Português. (2019). *Ministro da Defesa Nacional preside à demonstração do mini Unmanned Aerial Vehicle Raven B Digital Data-Link*. <https://www.exercito.pt/pt/informação-pública/notícias/1108>

- Federation Aeronautique Internationale. (2008). *Volume F3 Radio Control Soaring Model Aircraft. 0.*
- Ferreira, F. (2019). *Projeto Conceptual de uma Aeronave de Asa Fixa com Descolagem Vertical.*
- Fibrosom. (2018). *Catálogo Geral Produtos - Poliestireno Expandido EPS* (p. 4).
- Filipeflop. (n.d.). *Micro Servo 9g SG90 TowerPro.* Retrieved March 2, 2020, from <https://www.filipeflop.com/produto/micro-servo-9g-sg90-towerpro/>
- FPV Model. (n.d.). *LATEST VERSION SKYWALKER BLACK X8 FLYING WING.* Retrieved February 2, 2020, from [https://fpvmodel.com/products/latest-version-skywalker-black-x8-flying-wing\\_g632-html?variant=14059175870517](https://fpvmodel.com/products/latest-version-skywalker-black-x8-flying-wing_g632-html?variant=14059175870517)
- Franco, V. (2018). *Design of a Class I Remotely Piloted Aircraft for Maritime Surveillance Performance , Aerodynamics and Stability.*
- Gearbest. (n.d.). *Lion Power 11.1V 4200mAh 30C Li-polymer High Capacity Battery for RC Model - T Plug.* Retrieved April 10, 2020, from [https://www.gearbest.com/rc-quadcopters-parts/pp\\_171920.html](https://www.gearbest.com/rc-quadcopters-parts/pp_171920.html)
- getfpv. (2019). *SonicModell AR. Wing V2 900mm Wingspan EPP FPV Fly Wing PNP.* <https://www.getfpv.com/sonicmodell-ar-wing-v2-900mm-wingspan-epp-fpv-fly-wing-pnp.html>
- GMFC. (n.d.). *GMFC, more than 18 years of innovation in foam cutting.* Retrieved April 3, 2020, from <https://gmfcsoft.fr/shop/en/gmfc/>
- Hall, C. (2016). *Parrot Disco preview: Você pode ser meu ala a qualquer momento.* <https://www.pocket-lint.com/pt-br/drones/reviews/parrot/139386-visualizacao-papagaio-discoteca-voce-pode-ser-meu-ala-a-qualquer-momento>
- Hall, N. (2015). *Aerodynamic Center.* <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/ac.html>
- Hatfield, S. (2018). *How a Brushless DC Motor Works.* <https://maker.pro/custom/tutorial/how-a-brushless-motor-works>
- Hepperle, M. (1988). *Neue Profile für Nurflügelmodelle. Verlag Für Technik Und Handwerk.*
- Hepperle, M. (2012). *Electric Flight - Potential and Limitations. AVT-209 Workshop, Lisbon, October 2012, 1–30.*
- Hepperle, M. (2018). *Airfoils for Flying Wings.* <https://www.mh-aerotools.de/airfoils/>
- HiModel. (n.d.). *1100KV HiModel Outrunner Brushless Motor Bell Type B2208/17.*

- Retrieved March 2, 2020, from [http://www.himodel.com/electric/1100KV\\_HiModel\\_Outrunner\\_Brushless\\_Motor\\_Bell\\_Type\\_B2208\\_17.html](http://www.himodel.com/electric/1100KV_HiModel_Outrunner_Brushless_Motor_Bell_Type_B2208_17.html)
- HiTEC. (n.d.). *FLASH 7 - 7 Channel 2.4 GHz Aircraft Computer Radio System Operation Manual*.
- Holybro. (2018). *Pixhawk 4 GPS Module*.
- Hu, N. (Ed.). (2012). *COMPOSITES AND THEIR PROPERTIES*. InTech.
- Hurt Jr., H. H. (1965). Aerodynamics for Naval Aviators. *Citeseer, January*. <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.261.2132&rep=rep1&type=pdf>
- Industry, 3D Printing. (2017). *The Free Beginner's Guide - 3D Printing Industry*. <https://3dprintingindustry.com/3d-printing-basics-free-beginners-guide>
- Johnson, P. K. (2003). *Calculating the Wing Area for Constant Chord, Tapered and Delta Wings*. [https://www.airfieldmodels.com/information\\_source/math\\_and\\_science\\_of\\_model\\_aircraft/formulas/straight\\_tapered\\_and\\_delta\\_wing\\_area.htm](https://www.airfieldmodels.com/information_source/math_and_science_of_model_aircraft/formulas/straight_tapered_and_delta_wing_area.htm)
- JSUMO. (n.d.). *A2212 1400KV Outrunner Brushless Motor*. Retrieved May 18, 2020, from <https://www.jsumo.com/a2212-1400kv-outrunner-brushless-motor>
- Jurovich Surveying. (2019). *WHAT'S THE DIFFERENCE BETWEEN UAV AND UAS?* <https://www.jurovichsurveying.com.au/faq/difference-uav-uas>
- Kamal, A. M., & Serrano, A. R. (2018). Design methodology for hybrid (VTOL + Fixed Wing) unmanned aerial vehicles. *Aeronautics and Aerospace Open Access Journal, 2*(3), 165–176. <https://doi.org/10.15406/aaaj.2018.02.00047>
- Kaminer, I. I., Yakimenko, O. A., Dobrokhodov, V. N., & Jones, K. D. (2004). Rapid flight test prototyping system and the fleet of UAVs and MAVs at the naval postgraduate school. *Collection of Technical Papers - AIAA 3rd "Unmanned-Unlimited" Technical Conference, Workshop, and Exhibit, 1*, 514–526. <https://doi.org/10.2514/6.2004-6491>
- Keennon, M. T., & Grasmeyer, J. M. (2001). Development of the Black Widow Micro Air Vehicle. *Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications, 195*, 1–9. <https://doi.org/10.2514/6.2001-127>
- Ken Giang. (n.d.). *PLA vs. ABS: What's the difference?* Retrieved January 7, 2020, from <https://www.3dhubs.com/knowledge-base/pla-vs-abs-whats->

- difference/#what-are-abs-and-pla
- Kohlschein. (2017). *KAPA line*.  
<https://www.kohlschein.de/en/material/foamboards/kapa-line-2/>
- Lockheed Martin Corporation. (2017). *Kestrel Flight Systems & Autopilot*.  
<http://www.lockheedmartin.com/us/products/procerus/kestrel-autopilot.html>
- Lorenz Meier. (2018a). *Pixhawk® 4 Technical Data Sheet. August*, 3–5.
- Lorenz Meier. (2018b). *The power of Pixhawk ® 4 in a compact form*. 3.
- McLain, T. W., & Beard, R. W. (2004). Unmanned air vehicle testbed for cooperative control experiments. *Proceedings of the American Control Conference*, 6(January 2004), 5327–5331. <https://doi.org/10.1109/ACC.2004.249162>
- Meier, E. (2015). *WOOD! Identifying and Using Hundreds of Woods Worldwide*.  
<https://www.wood-database.com/balsa/>
- Meier, L. (2020). *v1.10.1 Stable Release*.  
<https://github.com/PX4/Firmware/releases/tag/v1.10.1>
- Mercado Livre. (n.d.). *Micro Servo 9g Sg90 Para Arduino E Robotica - 5 Unidades*. Retrieved February 20, 2020, from [https://produto.mercadolivre.com.br/MLB-1172196364-micro-servo-9g-sg90-para-arduino-e-robotica-5-unidades-\\_JM?quantity=1](https://produto.mercadolivre.com.br/MLB-1172196364-micro-servo-9g-sg90-para-arduino-e-robotica-5-unidades-_JM?quantity=1)
- Modellbau Lindinger. (n.d.). *TOPMODEL BULLIT EVO DELTA MODEL ARF*. Retrieved March 30, 2020, from <https://www.lindinger.at/en/airplanes/models/jets/topmodel-bullit-evo-delta-model-arf>
- Montgomery, R. B. (1947). Viscosity and Thermal Conductivity of Air and Diffusivity of Water Vapor in Air. In *Journal of Meteorology* (Vol. 4, Issue 6, pp. 193–196). [https://doi.org/10.1175/1520-0469\(1947\)004<0193:vatcoa>2.0.co;2](https://doi.org/10.1175/1520-0469(1947)004<0193:vatcoa>2.0.co;2)
- Moreira, E. E. T., Schwening, G. S., & Abdalla, A. M. (2013). *An Application of AHP , TOPSIS-Fuzzy and Genetic Algorithm in Conceptual Aircraft Design. March 2014*.
- Mueller, T. J. (1985). Low Reynolds Number Vehicles. In E. Reshotko (Ed.), *Advisory Group for Aerospace Research and Development, AG-288*.
- Müller, M. (n.d.). *cgCalc - Center of Gravity (CG) Calculator*. Retrieved April 1, 2020, from <https://www.ecalc.ch/cgcalc.php?deeplink=My Plane - Real Deal;mm;445;425;400;300;0;0;20;58.375;248.375;0;0;93.75;93.75;312.5;0;0;w;1 1.5;5.5;4;0;0;0;4;5;0;0;0;24.5;3.5;0;0;0;92.5;25;10;>



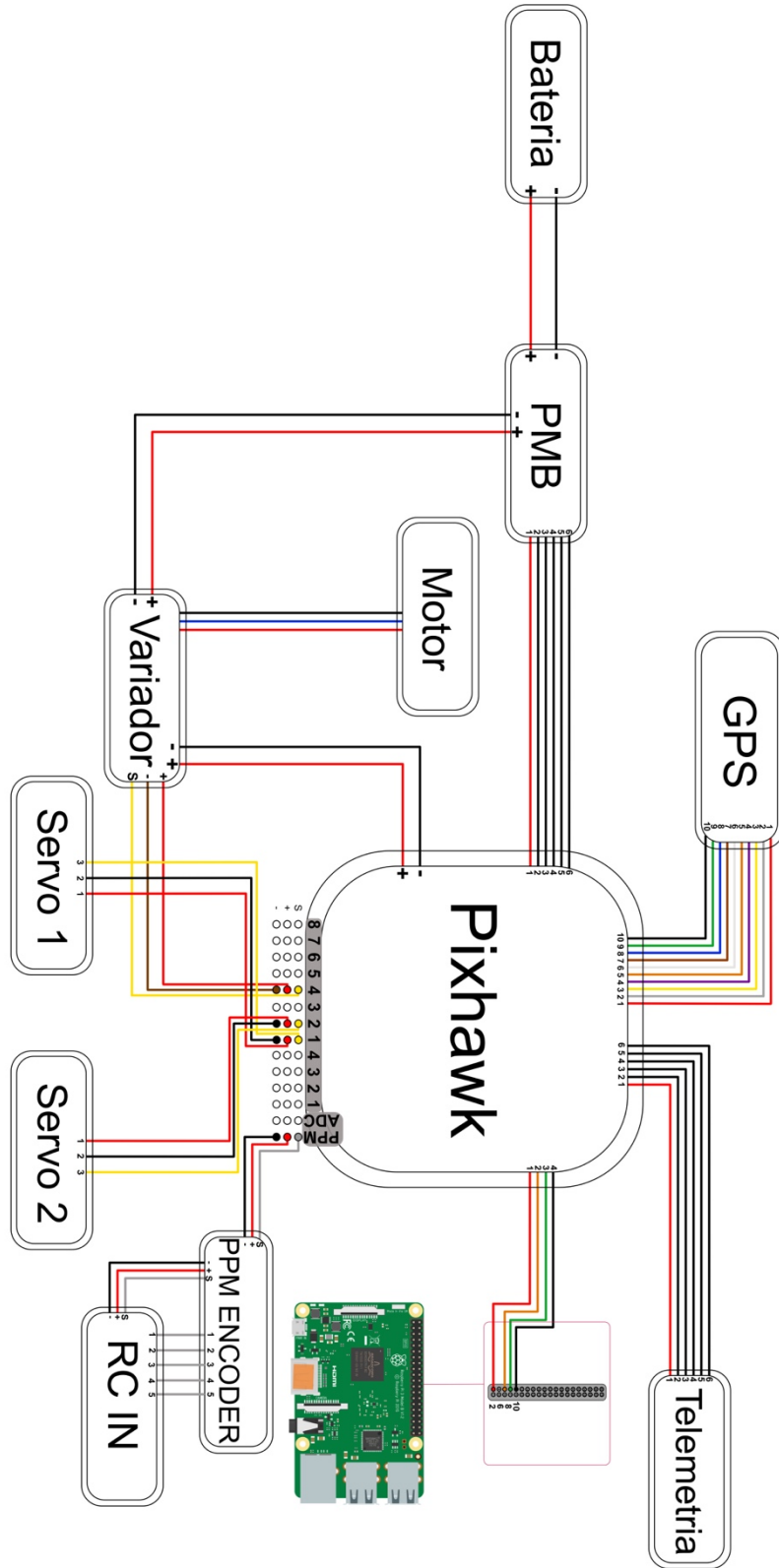
- NATO. (2014). *ATP-3.3.7.1 UAS Tactical Pocket Guide*. April. [https://www.uvsr.org/Documentatie UVS/Reglementari internationale/STANAG-uri/Standarde pt analiza UAV/STANAG/4670/ATP-3.3.7.1 EDA V1 E.pdf](https://www.uvsr.org/Documentatie%20UVS/Reglementari%20internationale/STANAG-uri/Standarde%20pt%20analiza%20UAV/STANAG/4670/ATP-3.3.7.1%20EDA%20V1%20E.pdf)
- Nettigo. (n.d.). *SG90 - small hobby servo*. Retrieved March 20, 2020, from <https://nettigo.eu/products/sg90-small-hobby-servo>
- Parrot. (n.d.). *PARROT DISCO*. Retrieved January 14, 2020, from <https://www.parrot.com/global/drones/parrot-disco>
- Pereira, E., Hedrick, K., & Sengupta, R. (2013). The C3UV testbed for collaborative control and information acquisition using UAVs. *Proceedings of the American Control Conference*, 2, 1466–1471. <https://doi.org/10.1109/acc.2013.6580043>
- Prior, S. D., Shen, S.-T., Karamanoglu, M., Odedra, S., Erbil, M. A., Barlow, C., & Lewis, D. (2009). The Future of Battlefield Micro Air Vehicle Systems. *International Conference on Manufacturing and Engineering Systems. Proceedings*, May 2014, 374–379. <http://eprints.mdx.ac.uk/3861/>
- PX4 Dev Team. (2019). *Pixhawk 4 Mini Wiring Quick Start*. [https://docs.px4.io/v1.9.0/en/assembly/quick\\_start\\_pixhawk4\\_mini.html](https://docs.px4.io/v1.9.0/en/assembly/quick_start_pixhawk4_mini.html)
- PX4 Dev Team. (2020a). *Airframes Reference*. [https://docs.px4.io/v1.9.0/en/airframes/airframe\\_reference.html](https://docs.px4.io/v1.9.0/en/airframes/airframe_reference.html)
- PX4 Dev Team. (2020b). *Fixedwing PID Tuning Guide*. [https://docs.px4.io/v1.9.0/en/config\\_fw/pid\\_tuning\\_guide\\_fixedwing.html](https://docs.px4.io/v1.9.0/en/config_fw/pid_tuning_guide_fixedwing.html)
- PX4 Dev Team. (2020c). *Flight Modes*. [https://docs.px4.io/v1.9.0/en/flight\\_modes/](https://docs.px4.io/v1.9.0/en/flight_modes/)
- PX4 Dev Team. (2020d). *Stabilized Mode (Fixed Wing)*. [https://docs.px4.io/v1.9.0/en/flight\\_modes/stabilized\\_fw.html](https://docs.px4.io/v1.9.0/en/flight_modes/stabilized_fw.html)
- QuestUAV Ltd. (n.d.). *The DATAhawk Drone*. Retrieved February 12, 2020, from <https://www.questuav.com/drones/datahawk/>
- Raspberry Pi. (n.d.-a). *Raspberry Pi 3 Model B+*. Retrieved September 10, 2019, from <https://www.raspberrypi.org/products/raspberry-pi-3-model-b-plus/>
- Raspberry Pi. (n.d.-b). *Raspberry Pi 3 Model B +*. raspberrypi.org
- Raspberry Pi. (n.d.-c). *Raspberry Pi 3B Plus*. Retrieved March 20, 2020, from [https://www.raspberrypi.org/documentation/hardware/raspberrypi/mechanical/rpi\\_MECH\\_3bplus.pdf](https://www.raspberrypi.org/documentation/hardware/raspberrypi/mechanical/rpi_MECH_3bplus.pdf)
- Raspberry Pi. (n.d.-d). *What is a Raspberry Pi?* Retrieved September 10, 2019, from <https://www.raspberrypi.org/help/what-is-a-raspberry-pi/>

- Raspberry Pi Dramble. (n.d.). *Power Consumption Benchmarks*. Retrieved April 15, 2020, from <https://www.pidramble.com/wiki/benchmarks/power-consumption>
- Raymer, D. P. (1992). *Aircraft Design: A Conceptual Approach 2nd Edition*.
- RCnHobby. (n.d.). *Lion Power 11.1V 4200MAH 30C MAX 40C Lipo Battery XT60 Plug*. Retrieved February 10, 2020, from <https://www.rcnhobby.com/lion-power-11-1v-4200mah-30c-max-40c-lipo-battery-xt60-plug-html>
- Remak. (n.d.). *XPS FOAM BOARD EXTRUDED POLYSTYRENE*. Retrieved February 20, 2020, from <https://www.tieuam.com/en/xps-foam-board-extruded-polystyrene-p269.html>
- Russel, J. B. (1996). *Performance and Stability of Aircraft*.
- Saaty, T. L. (2008). Decision making with the analytic hierarchy process. *International Journal of Services Sciences*, 1(1). [https://doi.org/10.1016/0305-0483\(87\)90016-8](https://doi.org/10.1016/0305-0483(87)90016-8)
- Sahin, E. (2005). Swarm Robotics: From Sources of Inspiration to Domains of Application. In E. Sahin & W. M. Spears (Eds.), *Swarm Robotics* (pp. 10–20). Springer Berlin Heidelberg.
- Schmittle, M., Lukina, A., Vacek, L., Das, J., Buskirk, C. P., Rees, S., Sztipanovits, J., Grosu, R., & Kumar, V. (2018). OpenUAV: A UAV Testbed for the CPS and Robotics Community. *Proceedings - 9th ACM/IEEE International Conference on Cyber-Physical Systems, ICCPS 2018*, 130–139. <https://doi.org/10.1109/ICCPS.2018.00021>
- Schneider, B. (2019). *A Guide to Understanding LiPo Batteries*. <https://rogershobbycenter.com/lipoguide>
- Schoenwald, D. A. (2000). AUVs: In Space, Air, Water, and on the Ground. *IEEE Control Systems*, 20(6), 15–18. <https://doi.org/10.1109/MCS.2000.887445>
- Setiawan, J. D., Ariyanto, M., Munadi, Prabowo, T., & Haryanto, I. (2018). Design of a Low-Cost Fixed Wing UAV. *MATEC Web of Conferences*, 159, 02057. <https://doi.org/10.1051/mateconf/201815902057>
- SHENZHEN 2U. (2015). *Emax XA2212 12V DC 1400KV Brushless Motor* (p. 2).
- Sicomin Epoxy Systems. (2014). *SR1500 Epoxy laminating system*. <https://pdf.nauticexpo.com/pdf/sicomin/sr-1500/23429-90681.html>
- Skywalker. (2015). *Skywalker X8*. <http://skywalkermodel.com/en/76.html#inspire-1-pro-overview-s3>

- Sousa Rodrigues, F. de. (2009). O poder Aéreo na Transformação da Defesa. *Cadernos Do IDN*, 4, 11–24.
- Swatton, P. J. (2011). *Principles of Flight for Pilots* (P. Belobaba, J. Cooper, R. Langton, & A. Seabridge (Eds.)). WILEY.
- Tirone, N. (2014). *Associação Industrial do Poliestireno Expandido no ETICS*. <https://www.acepe.pt/>
- Tom Benson. (2014). *Reynolds Number*. NASA. <https://www.grc.nasa.gov/WWW/BGH/reynolds.html#>
- TOPMODEL. (2017). *BULLIT EVO 0.84m ARF*. <https://www.topmodel.fr/en/product-detail-22834-bullit-evo-0-84m-arf>
- topratedanything. (n.d.). *Comparison of ELECTRIC vs GAS Powered RC Planes*. Retrieved April 25, 2020, from <https://topratedanything.com/leisure/rc/electric-vs-gas/>
- Traub, L. W., & Coffman, C. (2019). Efficient low-Reynolds-number airfoils. *Journal of Aircraft*, 56(5), 1987–2003. <https://doi.org/10.2514/1.C035515>
- U. S. Air Force. (2007). *Wasp III*. <https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104480/wasp-iii/>
- U.S. Department of Transport, F. A. A. (2012). *Aircraft basic construction*. 1–22.
- Van Ingen, J. L. (2008). The eN method for transition prediction. Historical review of work at TU Delft. *38th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, June*, 1–49. <https://doi.org/10.2514/6.2008-3830>
- Verdict Media Limited. (n.d.). *Skylark I-LEX Mini Unmanned Aircraft System (UAS)*. Retrieved January 10, 2020, from <https://www.army-technology.com/projects/skylark-i-lex-mini-unmanned-aircraft-system-uas/>
- Vogeltanz, T. (2016). Application for calculation of mean aerodynamic chord of arbitrary wing planform. *AIP Conference Proceedings*, 1738, 10–14. <https://doi.org/10.1063/1.4951901>
- Volantex RC. (2012). *Easy-plug Brushless ESC* (p. 7).
- Zeee Power. (n.d.). *Zeee5200mAh 50C 3S 11.1V*. Retrieved April 10, 2020, from <http://www.zeeepower.com/pro.asp?keyno=1461&bascode=101&name=Zeee5200mAh-50C-3S-11.1V>

# **ANEXOS**

# Anexo A – Sistema Elétrico e *Pin Outs* do *Pixhawk 4 Mini*



Pixhawk 4 mini Pinouts									
RC IN			TELEM			GPS MODULE			
Pin	Signal	Voltage	Pin	Signal	Voltage	Pin	Signal	Voltage	
1	VDD_5V_SBUS_RC	5V	1	VCC	5V	1	VCC	5V	
2	SBUS	3.3V	2	TX (out)	3.3V	2	TX (out)	3.3V	
3	RSSI	3.3V	3	RX (in)	3.3V	3	RX (in)	3.3V	
4	VDD_3V3_SPEKTRUM	3.3V	4	CTS (in)	3.3V	4	SCL1	3.3V	
5	GND	GND	5	RTS (out)	GND	5	SDA1	3.3V	
<b>POWER</b>			6	GND	GND	6	SAFETY_SWITCH	3.3V	
Pin	Signal	Voltage	PPM			7	SAFETY_SWITCH_LED	3.3V	
1	VCC	5V	7	Signal	Voltage	8	VDD_3V3	3.3V	
2	VCC	5V	8	PPM	3.3V	9	BUZZER	3.3V	
3	CURRENT	3.3	9	VCC	5V	10	GND	GND	
4	VOLTAGE	3.3V	-	GND	GND				
5	GND	GND							
6	GND	GND							
SERVOS									
Pin	Signal	SIGNAL VOLTAGE			+		-		
1	FMU_CH1	3.3V			VDD_SERVO		GND		
2	FMU_CH2	3.3V			VDD_SERVO		GND		
3	FMU_CH3	3.3V			VDD_SERVO		GND		

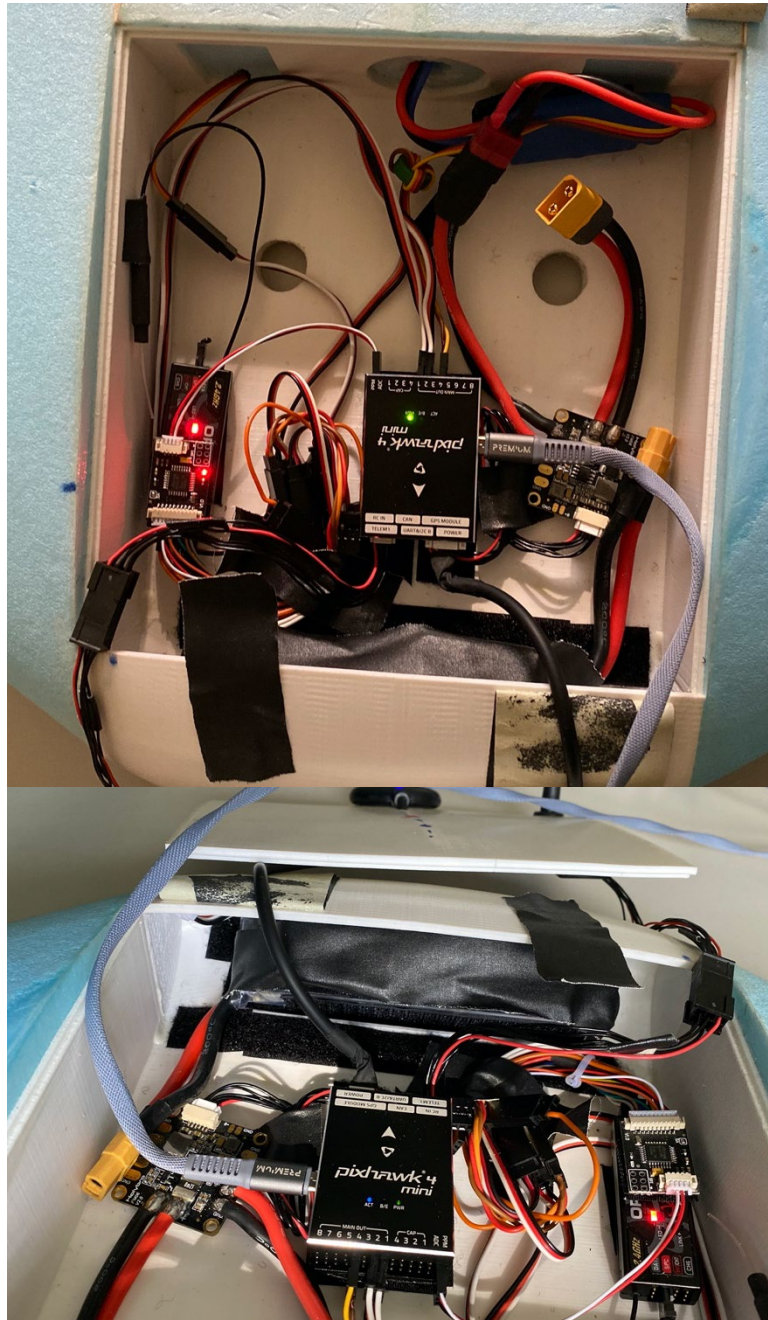


Figura A-1 - Componentes do Sistema Elétrico Vista de Topo e de Retaguarda

# Anexo B – Guia de Construção do Modelo Final

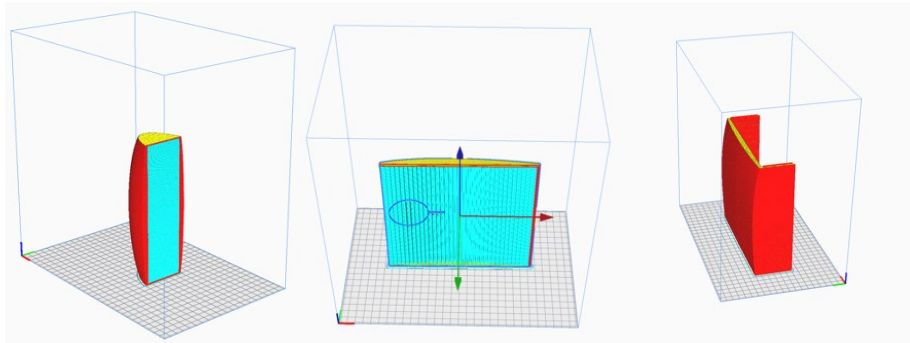


Figura B-1 -Componentes do Corpo Central com Suportes

<b>Especificações Impressora 3D</b>	
<b>Espessura da Parede</b>	0,8 mm
<b>Altura da Linha</b>	0,2 mm
<b>Infill – tipo</b>	Triângulos
<b>Infill %</b>	10

Tabela B-1 - Especificações Impressora 3D



## Anexo C – Ensaio de Erro

$\alpha$ [°]	$C_m$	$C_m$ braço	$C_D$	$C_D$ braço
-15	-0,0262	-0,0717	-0,1524	-0,0827
-14	-0,0337	-0,0698	-0,1408	-0,0811
-13	-0,0418	-0,0704	-0,1305	-0,0809
-12	-0,0486	-0,0704	-0,1210	-0,0799
-11	-0,0549	-0,0710	-0,1118	-0,0797
-10	-0,0592	-0,0710	-0,1061	-0,0795
-9	-0,0648	-0,0710	-0,1019	-0,0785
-8	-0,0698	-0,0710	-0,0988	-0,0785
-7	-0,0736	-0,0704	-0,0958	-0,0776
-6	-0,0785	-0,0704	-0,0935	-0,0770
-5	-0,0829	-0,0698	-0,0916	-0,0764
-4	-0,0867	-0,0698	-0,0901	-0,0762
-3	-0,0898	-0,0704	-0,0881	-0,0766
-2	-0,0941	-0,0704	-0,0874	-0,0762
-1	-0,0985	-0,0698	-0,0872	-0,0756
0	-0,1016	-0,0691	-0,0866	-0,0752
1	-0,1054	-0,0704	-0,0878	-0,0756
2	-0,1103	-0,0698	-0,0891	-0,0754
3	-0,1128	-0,0685	-0,0901	-0,0750
4	-0,1178	-0,0691	-0,0927	-0,0752
5	-0,1203	-0,0691	-0,0946	-0,0758
6	-0,1247	-0,0678	-0,0977	-0,0750
7	-0,1290	-0,0698	-0,1011	-0,0762
8	-0,1328	-0,0685	-0,1051	-0,0760
9	-0,1378	-0,0678	-0,1099	-0,0758
10	-0,1434	-0,0678	-0,1151	-0,0762
11	-0,1471	-0,0691	-0,1200	-0,0768
12	-0,1521	-0,0685	-0,1263	-0,0772
13	-0,1571	-0,0698	-0,1328	-0,0784
14	-0,1621	-0,0691	-0,1399	-0,0782
15	-0,1677	-0,0698	-0,1473	-0,0789
16	-0,1727	-0,0698	-0,1557	-0,0793
17	-0,1777	-0,0698	-0,1639	-0,0801
18	-0,1833	-0,0704	-0,1732	-0,0809
19	-0,1920	-0,0698	-0,1845	-0,0815
20	-0,2032	-0,0698	-0,1982	-0,0823
21	-0,2132	-0,0698	-0,2129	-0,0831

## Anexo D – Ensaios Túnel Aerodinâmico

Valores do Ensaio - Variação de Alfa								
S	0,24	m <sup>2</sup>	$\beta = 0$			T	289,75	K
V	18,77	m/s				R	287,00	J/K.kg
Pressão	1022,40	hPa				MAC	0,31	m
$\rho$	1,23	kg/m <sup>3</sup>				b	0,80	m
Nº Ensaio	$\alpha$ [°]	$F_x$ [N]	$F_y$ [N]	$F_z$ [N]	$M_x$ [Nm]	$M_y$ [Nm]	$M_z$ [Nm]	
1	-15,00	-7,99	-0,32	19,37	0,07	-0,42	0,03	
2	-14,00	-7,38	-0,30	17,45	0,08	-0,54	0,03	
3	-13,00	-6,84	-0,28	15,84	0,08	-0,67	0,04	
4	-12,00	-6,34	-0,24	14,06	0,06	-0,78	0,04	
5	-11,00	-5,86	-0,24	12,22	0,08	-0,88	0,04	
6	-10,00	-5,56	-0,24	10,42	0,08	-0,95	0,04	
7	-9,00	-5,34	-0,22	8,62	0,08	-1,04	0,04	
8	-8,00	-5,18	-0,22	6,89	0,08	-1,12	0,04	
9	-7,00	-5,02	-0,22	5,09	0,09	-1,18	0,04	
10	-6,00	-4,90	-0,19	3,38	0,09	-1,26	0,04	
11	-5,00	-4,80	-0,17	1,65	0,09	-1,33	0,04	
12	-4,00	-4,72	-0,18	-0,10	0,11	-1,39	0,04	
13	-3,00	-4,62	-0,21	-1,88	0,13	-1,44	0,04	
14	-2,00	-4,58	-0,20	-3,63	0,14	-1,51	0,04	
15	-1,00	-4,57	-0,19	-5,41	0,15	-1,58	0,04	
16	0,00	-4,54	-0,17	-7,12	0,15	-1,63	0,04	
17	1,00	-4,60	-0,17	-8,82	0,16	-1,69	0,04	
18	2,00	-4,67	-0,14	-10,67	0,15	-1,77	0,04	
19	3,00	-4,72	-0,14	-12,42	0,16	-1,81	0,04	
20	4,00	-4,86	-0,12	-14,14	0,16	-1,89	0,05	
21	5,00	-4,96	-0,13	-15,86	0,18	-1,93	0,04	
22	6,00	-5,12	-0,14	-17,59	0,20	-2,00	0,04	
23	7,00	-5,30	-0,15	-19,26	0,21	-2,07	0,03	
24	8,00	-5,51	-0,13	-20,92	0,21	-2,13	0,03	
25	9,00	-5,76	-0,14	-22,79	0,22	-2,21	0,03	
26	10,00	-6,03	-0,10	-24,39	0,21	-2,30	0,03	
27	11,00	-6,29	-0,12	-26,17	0,22	-2,36	0,02	
28	12,00	-6,62	-0,15	-27,95	0,24	-2,44	0,02	
29	13,00	-6,96	-0,15	-29,57	0,24	-2,52	0,02	
30	14,00	-7,33	-0,12	-31,13	0,22	-2,60	0,02	
31	15,00	-7,72	-0,15	-32,72	0,24	-2,69	0,02	

32	16,00	-8,16	-0,17	-34,35	0,25	-2,77	0,02
33	17,00	-8,59	-0,15	-35,86	0,23	-2,85	0,02
34	18,00	-9,08	-0,16	-37,45	0,22	-2,94	0,01
35	19,00	-9,67	-0,18	-39,10	0,23	-3,08	0,01
36	20,00	-10,39	-0,17	-40,98	0,20	-3,26	0,01
37	21,00	-11,16	-0,19	-42,78	0,20	-3,42	0,01

$\alpha$ [°]	$C_L$	$C_D$	$C_m$
-15	-0,3696	0,0698	0,0520
-14	-0,3329	0,0597	0,0419
-13	-0,3022	0,0496	0,0339
-12	-0,2683	0,0410	0,0265
-11	-0,2332	0,0321	0,0202
-10	-0,1988	0,0266	0,0153
-9	-0,1645	0,0233	0,0091
-8	-0,1315	0,0203	0,0035
-7	-0,0971	0,0182	-0,0015
-6	-0,0645	0,0165	-0,0070
-5	-0,0315	0,0152	-0,0126
-4	0,0019	0,0139	-0,0169
-3	0,0359	0,0116	-0,0200
-2	0,0693	0,0112	-0,0249
-1	0,1032	0,0116	-0,0305
0	0,1358	0,0114	-0,0348
1	0,1683	0,0122	-0,0379
2	0,2036	0,0137	-0,0441
3	0,2370	0,0150	-0,0485
4	0,2698	0,0175	-0,0534
5	0,3026	0,0188	-0,0564
6	0,3356	0,0227	-0,0627
7	0,3675	0,0249	-0,0656
8	0,3991	0,0291	-0,0712
9	0,4348	0,0341	-0,0775
10	0,4654	0,0389	-0,0836
11	0,4993	0,0432	-0,0866
12	0,5333	0,0491	-0,0928
13	0,5642	0,0544	-0,0971
14	0,5939	0,0617	-0,1032
15	0,6243	0,0684	-0,1087
16	0,6554	0,0764	-0,1142
17	0,6842	0,0838	-0,1197

18	0,7145	0,0923	-0,1251
19	0,7460	0,1030	-0,1350
20	0,7819	0,1160	-0,1469
21	0,8162	0,1299	-0,1574

Valores do Ensaio Com Acerto e Rotação - Variação de Beta								
S	0,24	m <sup>2</sup>	$\alpha = 4^\circ$			T	289,95	K
V	18,48	m/s				R	287,00	J/K.kg
Pressão	1022,40	hPa				MAC	0,31	m
$\rho$	1,23	kg/m <sup>3</sup>				b	0,80	m
Nº Ensaio	$\beta$ [°]	$F_x$ [N]	$F_y$ [N]	$F_z$ [N]	$M_x$ [Nm]	$M_y$ [Nm]	$M_z$ [Nm]	
1	20,00	-0,12	-0,90	-13,64	-0,53	-0,82	0,16	
2	19,00	-0,11	-0,87	-13,68	-0,52	-1,83	0,16	
3	18,00	-0,05	-0,83	-13,75	-0,49	-1,81	0,16	
4	17,00	-0,04	-0,81	-13,82	-0,47	-1,81	0,16	
5	16,00	-0,02	-0,76	-13,90	-0,45	-1,81	0,15	
6	15,00	0,02	-0,71	-13,87	-0,43	-1,79	0,14	
7	14,00	0,04	-0,65	-13,93	-0,41	-1,80	0,14	
8	13,00	0,06	-0,62	-14,03	-0,37	-1,78	0,13	
9	12,00	0,11	-0,58	-13,97	-0,34	-1,77	0,13	
10	11,00	0,13	-0,55	-14,00	-0,31	-1,76	0,12	
11	10,00	0,13	-0,53	-14,10	-0,27	-1,76	0,12	
12	9,00	0,12	-0,46	-14,17	-0,25	-1,77	0,11	
13	8,00	0,17	-0,42	-14,09	-0,22	-1,75	0,11	
14	7,00	0,14	-0,41	-14,21	-0,16	-1,77	0,10	
15	6,00	0,12	-0,38	-14,18	-0,12	-1,77	0,08	
16	5,00	0,16	-0,38	-14,10	-0,07	-1,75	0,08	
17	4,00	0,16	-0,35	-14,28	-0,03	-1,77	0,07	
18	3,00	0,13	-0,29	-14,36	0,01	-1,78	0,06	
19	2,00	0,12	-0,25	-14,36	0,05	-1,80	0,05	
20	1,00	0,13	-0,22	-14,38	0,09	-1,79	0,05	
21	0,00	0,12	-0,15	-14,34	0,12	-1,80	0,04	
22	-1,00	0,11	-0,15	-14,46	0,18	-1,80	0,03	
23	-2,00	0,13	-0,11	-14,42	0,21	-1,80	0,02	
24	-3,00	0,08	-0,08	-14,43	0,26	-1,81	0,02	
25	-4,00	0,06	-0,08	-14,48	0,32	-1,82	0,01	
26	-5,00	0,06	-0,03	-14,40	0,35	-1,83	0,00	
27	-6,00	0,06	-0,03	-14,50	0,40	-1,83	-0,01	
28	-7,00	0,02	-0,04	-14,42	0,47	-1,83	-0,02	
29	-8,00	0,01	0,02	-14,48	0,50	-1,85	-0,03	

30	-9,00	0,01	0,03	-14,48	0,55	-1,85	-0,03
31	-10,00	-0,03	0,07	-14,47	0,59	-1,87	-0,04
32	-11,00	-0,04	0,11	-14,47	0,62	-1,87	-0,05
33	-12,00	-0,05	0,17	-14,57	0,65	-1,88	-0,05
34	-13,00	-0,10	0,22	-14,52	0,67	-1,90	-0,06
35	-14,00	-0,10	0,26	-14,47	0,70	-1,90	-0,07
36	-15,00	-0,12	0,30	-14,46	0,73	-1,91	-0,07
37	-16,00	-0,12	0,31	-14,32	0,75	-1,91	-0,08
38	-17,00	-0,13	0,35	-14,34	0,78	-1,91	-0,09
39	-18,00	-0,14	0,38	-14,29	0,79	-1,90	-0,09
40	-19,00	-0,17	0,41	-14,21	0,81	-1,91	-0,09
41	-20,00	-0,16	0,44	-14,14	0,82	-1,90	-0,10

Valores do Ensaio Com Acerto e Rotação - Variação de Beta							
S	0,24	m <sup>2</sup>	$\alpha = 15^\circ$		T	290,45	K
V	18,67	m/s			R	287,00	J/K.kg
Pressão	1022,00	hPa			MAC	0,31	m
$\rho$	1,23	kg/m <sup>3</sup>			b	0,80	m
Nº Ensaio	$\beta$ [°]	$F_x$ [N]	$F_y$ [N]	$F_z$ [N]	$M_x$ [Nm]	$M_y$ [Nm]	$M_z$ [Nm]
1	20,00	4,05	-0,80	-30,16	-1,64	-1,70	0,27
2	19,00	4,08	-0,79	-30,47	-1,58	-2,75	0,27
3	18,00	4,14	-0,73	-30,62	-1,52	-2,73	0,26
4	17,00	4,16	-0,68	-30,73	-1,45	-2,72	0,25
5	16,00	4,22	-0,64	-30,93	-1,38	-2,71	0,25
6	15,00	4,24	-0,59	-31,06	-1,31	-2,70	0,24
7	14,00	4,29	-0,50	-31,16	-1,25	-2,68	0,23
8	13,00	4,32	-0,43	-31,23	-1,18	-2,68	0,22
9	12,00	4,32	-0,38	-31,37	-1,08	-2,68	0,22
10	11,00	4,34	-0,33	-31,47	-0,98	-2,67	0,21
11	10,00	4,40	-0,26	-31,61	-0,90	-2,65	0,20
12	9,00	4,41	-0,21	-31,70	-0,80	-2,66	0,20
13	8,00	4,43	-0,12	-31,72	-0,71	-2,65	0,18
14	7,00	4,45	-0,05	-31,93	-0,60	-2,66	0,18
15	6,00	4,44	0,02	-31,88	-0,50	-2,66	0,17
16	5,00	4,43	0,08	-31,98	-0,39	-2,66	0,16
17	4,00	4,43	0,16	-32,00	-0,28	-2,66	0,15
18	3,00	4,43	0,20	-32,09	-0,16	-2,68	0,15
19	2,00	4,42	0,28	-32,04	-0,06	-2,67	0,14
20	1,00	4,39	0,33	-32,05	0,06	-2,69	0,14

21	0,00	4,43	0,41	-32,16	0,16	-2,69	0,13
22	-1,00	4,39	0,49	-31,95	0,26	-2,68	0,11
23	-2,00	4,38	0,53	-31,96	0,38	-2,68	0,11
24	-3,00	4,34	0,59	-31,80	0,48	-2,69	0,10
25	-4,00	4,36	0,67	-31,84	0,59	-2,68	0,09
26	-5,00	4,36	0,75	-31,86	0,69	-2,68	0,08
27	-6,00	4,33	0,78	-31,76	0,81	-2,68	0,08
28	-7,00	4,30	0,83	-31,69	0,91	-2,69	0,07
29	-8,00	4,25	0,89	-31,56	1,01	-2,70	0,06
30	-9,00	4,25	0,94	-31,51	1,12	-2,71	0,06
31	-10,00	4,23	0,95	-31,48	1,22	-2,70	0,05
32	-11,00	4,20	1,01	-31,32	1,31	-2,71	0,05
33	-12,00	4,17	1,06	-31,29	1,39	-2,73	0,04
34	-13,00	4,17	1,12	-31,25	1,48	-2,73	0,03
35	-14,00	4,10	1,12	-31,02	1,56	-2,74	0,04
36	-15,00	4,07	1,16	-30,93	1,64	-2,76	0,02
37	-16,00	4,01	1,21	-30,87	1,70	-2,78	0,01
38	-17,00	3,98	1,26	-30,65	1,76	-2,78	0,02
39	-18,00	3,95	1,29	-30,46	1,82	-2,77	0,00
40	-19,00	3,91	1,35	-30,32	1,88	-2,77	0,00
41	-20,00	3,89	1,40	-30,14	1,94	-2,78	-0,01

$\beta$ [°]	$\alpha = 4^\circ$		$\alpha = 15^\circ$	
	$C_n$	$C_l$	$C_n$	$C_l$
20	-0,0131	0,0040	-0,0395	0,0064
19	-0,0127	0,0040	-0,0382	0,0065
18	-0,0121	0,0038	-0,0367	0,0062
17	-0,0116	0,0039	-0,0349	0,0062
16	-0,0112	0,0037	-0,0333	0,0061
15	-0,0106	0,0035	-0,0318	0,0058
14	-0,0101	0,0035	-0,0302	0,0057
13	-0,0092	0,0033	-0,0284	0,0054
12	-0,0083	0,0031	-0,0262	0,0052
11	-0,0076	0,0029	-0,0237	0,0051
10	-0,0067	0,0030	-0,0218	0,0049
9	-0,0062	0,0028	-0,0194	0,0048
8	-0,0053	0,0026	-0,0172	0,0044
7	-0,0040	0,0024	-0,0145	0,0044

6	-0,0030	0,0020	-0,0121	0,0040
5	-0,0016	0,0019	-0,0095	0,0040
4	-0,0006	0,0017	-0,0068	0,0037
3	0,0003	0,0015	-0,0040	0,0037
2	0,0013	0,0013	-0,0015	0,0033
1	0,0022	0,0011	0,0015	0,0034
0	0,0029	0,0009	0,0039	0,0031
-1	0,0043	0,0008	0,0063	0,0027
-2	0,0053	0,0006	0,0091	0,0027
-3	0,0064	0,0004	0,0117	0,0024
-4	0,0078	0,0003	0,0142	0,0023
-5	0,0085	0,0001	0,0167	0,0020
-6	0,0100	-0,0003	0,0196	0,0020
-7	0,0116	-0,0004	0,0220	0,0016
-8	0,0123	-0,0006	0,0245	0,0016
-9	0,0135	-0,0008	0,0270	0,0015
-10	0,0146	-0,0010	0,0296	0,0012
-11	0,0153	-0,0012	0,0316	0,0012
-12	0,0159	-0,0014	0,0336	0,0010
-13	0,0165	-0,0016	0,0358	0,0008
-14	0,0172	-0,0018	0,0378	0,0009
-15	0,0179	-0,0017	0,0396	0,0006
-16	0,0186	-0,0019	0,0412	0,0003
-17	0,0193	-0,0021	0,0426	0,0004
-18	0,0196	-0,0023	0,0441	0,0000
-19	0,0200	-0,0023	0,0455	-0,0001
-20	0,0203	-0,0025	0,0470	-0,0002