



**TÉCNICO**  
LISBOA



## **Projeto e Manufatura de uma Aeronave Elétrica e Modular Não Tripulada**

**Luís Filipe Fraga Eusébio**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

### **Engenharia Aeroespacial**

Orientadores: Prof. Fernando José Parracho Lau  
Dr. Frederico José Prata Rente Reis Afonso

#### **Júri**

Presidente: Prof. Filipe Szolnoky Ramos Pinto Cunha  
Orientador: Prof. Fernando José Parracho Lau  
Vogais: MAJ/ENGAER Luís Filipe da Silva Félix  
Dr. José Lobo do Vale

**Dezembro 2019**



Porque um trunfo mais alto se levanta.



## **Agradecimentos**

Gostaria de agradecer em primeiro lugar aos meus orientadores, Prof. Fernando Lau e Dr. Frederico Afonso, pela extraordinária ajuda, disponibilidade e orientação ao longo de todo o desenvolvimento desta dissertação.

À minha mãe, pai e namorada pelo suporte que sempre me deram incondicionalmente e por serem os pilares da minha vida.

Ao pessoal do *Flexcraft*, a todos os amigos e familiares, civis e militares, que encontrei ao longo de todo o percurso universitário e que me fizeram crescer tanto a nível académico como a nível pessoal.

Por fim, um bem haja especial aos Jokers, curso de irmãos e irmãs que levarei comigo para sempre.



## Resumo

Face ao vasto espectro de missões realizadas atualmente pela aviação não tripulada em prol do ser humano, surge a necessidade de implementação de um sistema voador capaz de realizar o maior número possível de tarefas diferenciadas dinamicamente. Neste sentido, a presente dissertação de mestrado relata os primeiros passos de desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado modular, adaptável a cada tarefa específica de forma prática e expedita. Esta inovação a implementar abre uma janela de oportunidades de avanços tecnológicos e de grandes lucros no mercado da aviação no sentido de criar uma única plataforma reconfigurável a fim de satisfazer e cumprir distintas missões existentes atualmente, usualmente realizadas por aeronaves diferentes na sua geometria e dimensão. Surge a necessidade de concepção de uma aeronave de peso reduzido, com a utilização de materiais simples e recicláveis, propulsionada eletricamente e com a capacidade de efetuar voo convencional, vertical e pairado. Ao longo deste trabalho serão aplicadas as diferentes fases de um projeto de design aeronáutico, começando pelo design conceptual com a definição teórica dos vários parâmetros aerodinâmicos, estruturais, de estabilidade, de performance e passando pela escolha da instrumentação. Segue-se o design preliminar e detalhado com o intuito de validar computacionalmente os parâmetros anteriormente definidos e garantir a aeronavegabilidade da configuração desenvolvida. Culminando com a construção e realização de ensaios experimentais no solo e preparação dos ensaios em voo da aeronave concebida para comprovação das conclusões obtidas nas fases de design anteriores por via teórica e computacional.

**Palavras-chave:** Veículo Aéreo Não-Tripulado, Projeto de Design e de Construção, Modularidade, Impressão 3D, Voo Convencional e Vertical.



## Abstract

Due to the extensive panoply of missions performed currently by unmanned aircraft on behalf of the human being, there is the need of implementing one flying system capable of carry out the largest number of differentiated tasks dynamically. With this in mind, this work describes the very first steps on the development of a modular and fully electric unmanned aerial vehicle, adaptable to every specific assignment in a practical and prompt way. This innovation opens a window of opportunities to technological advances and large profits in the aviation market with the development of a single reconfigurable flight platform capable of fulfilling differentiated missions existing presently, usually performed by different aircraft in their geometry and dimensions. It is therefore necessary to design a light weight aircraft model, with the application of simple and recyclable materials, fully electric propulsion and with the capability of performing a conventional, hover and vertical flight. During this work the several phases of an aeronautical design project will be described and accomplished, starting with the conceptual design and the theoretical definition of the several aerodynamic, structural, stability and performance parameters, and also the selection of the required instrumentation; following the phases of preliminary and detailed design with the purpose of performing a computational validation of the previous theoretical parameters and thus ensuring the aeronavegability of the developed configuration; and finishing with the manufacturing and experimental tests of the aircraft model designed for verification of the previous design phases analyses by theoretical and computational methods.

**Keywords:** Unmanned Aerial Vehicle, Design and Manufacturing Project, Modularity, 3D Printing, Conventional and Vertical Flight



# Conteúdo

Agradecimentos . . . . .	v
Resumo . . . . .	vii
Abstract . . . . .	ix
Lista de Tabelas . . . . .	xiii
Lista de Figuras . . . . .	xvii
Lista de Símbolos . . . . .	xxi
Glossário . . . . .	xxv
<b>1 Introdução</b>	<b>1</b>
1.1 Motivação . . . . .	1
1.2 Descrição do Projeto <i>Flexcraft</i> . . . . .	2
1.3 Objetivos e Metodologia . . . . .	5
1.4 Outline da Tese . . . . .	6
<b>2 Contexto Teórico</b>	<b>7</b>
2.1 Evolução da Aviação Não Tripulada . . . . .	7
2.2 Análise de Mercado . . . . .	9
2.3 Conceito de Modularidade na Aviação . . . . .	11
2.4 Processo de Design . . . . .	13
2.5 Materiais e Processos de Fabrico . . . . .	15
<b>3 Design Conceptual</b>	<b>17</b>
3.1 Requisitos e Especificações do Modelo 1/15 . . . . .	17
3.2 Dimensionamento Inicial . . . . .	18
3.3 Aerodinâmica . . . . .	21
3.4 Instrumentação . . . . .	24
3.5 Performance . . . . .	31
3.6 Estabilidade . . . . .	36
<b>4 Design Preliminar e Detalhado</b>	<b>39</b>
4.1 Análise e Escolha de Materiais . . . . .	39
4.2 Modelação Geométrica Tridimensional . . . . .	41

4.3 Alterações e Melhorias Estruturais Implementadas . . . . .	46
4.4 Análise de Estabilidade . . . . .	48
4.5 Análise Estrutural . . . . .	54
<b>5 Configuração VTOL</b>	<b>61</b>
<b>6 Processo de Construção</b>	<b>69</b>
<b>7 Ensaio Experimentais</b>	<b>75</b>
<b>8 Conclusões</b>	<b>79</b>
<b>Bibliografia</b>	<b>81</b>
<b>A Análise de Mercado</b>	<b>88</b>
<b>B Design Conceptual</b>	<b>89</b>
<b>C Design Preliminar e Detalhado</b>	<b>91</b>
<b>D Configuração VTOL</b>	<b>97</b>
<b>E Ensaio Experimentais</b>	<b>100</b>

# Lista de Tabelas

3.1	Escalonamento das dimensões geométricas da fuselagem. . . . .	19
3.2	Escalonamento das dimensões dos trens de aterragem. . . . .	20
3.3	Escalonamento das dimensões das superfícies de sustentação. . . . .	20
3.4	Características dos dispositivos hipersustentadores (*deflexão máxima em manobras). . . . .	21
3.5	Denominações NACA dos vários perfis alares da aeronave <i>Flexcraft</i> . . . . .	22
3.6	Coeficientes aerodinâmicos dos perfis alares da aeronave <i>Flexcraft</i> . . . . .	23
3.7	Números de <i>Reynolds</i> obtidos para as várias velocidades de operação estimadas. . . . .	23
3.8	Coeficientes aerodinâmicos aproximados do modelo 1/15 sem superfícies de controlo. . . . .	23
3.9	Coeficientes aerodinâmicos aproximados do modelo 1/15 com superfícies de controlo. . . . .	23
3.10	Coeficientes aerodinâmicos da fuselagem e dos trens de aterragem da aeronave <i>Flexcraft</i> . . . . .	24
3.11	Cálculo da potência necessária por igualdade de rácios de potência/peso. . . . .	25
3.12	Valores de potência necessária para as condições de cruzeiro e de subida. . . . .	26
3.13	Valores de autonomia obtidos para as propriedades da bateria escolhida em condição de cruzeiro e de subida. . . . .	28
3.14	Valores de torque das superfícies de controlo para uma velocidade de 25 m/s para duas metodologias. . . . .	29
3.15	Alcance estimado para o modelo 1 por 15 da aeronave <i>Flexcraft</i> . . . . .	31
3.16	Velocidades do diagrama V-n para o modelo 1 por 15 da aeronave <i>Flexcraft</i> . . . . .	33
3.17	Parâmetros de análise de rajadas de vento para o modelo 1 por 15 da aeronave <i>Flexcraft</i> . . . . .	33
3.18	Valor de performance do <i>design point</i> do modelo 1 por 15 da aeronave <i>Flexcraft</i> . . . . .	34
3.19	Valores de $W/S$ previstos para cada grupo de componentes do modelo 1/15 da aeronave <i>Flexcraft</i> . . . . .	36
3.20	Previsão de distribuição de massa por grupos de componentes. . . . .	36
3.21	Escalonamento de parâmetros de estabilidade estática. . . . .	37
3.22	Requisitos de estabilidade. . . . .	37
4.1	Propriedades estruturais do poliestireno extrudido XPS. . . . .	40
4.2	Propriedades estruturais do polímero poliácido láctico PLA. . . . .	40
4.3	Propriedades mecânicas das fibras de carbono uni e bidirecional e da fibra de vidro. . . . .	41
4.4	Propriedades mecânicas do aço inoxidável e do carbono. . . . .	41

4.5	Matriz de decisão da combinação de materiais do modelo 1/15 da aeronave <i>Flexcraft</i> para as configurações 1 (totalmente XPS), 2 (combinação de XPS e PLA) e 3 (totalmente PLA).	41
4.6	Distribuição de massa por grupos de componentes.	49
4.7	Coordenadas do centro de gravidade global teóricas e computacionais do modelo 1 por 15 da aeronave <i>Flexcraft</i> .	50
4.8	Valores de margem estática teóricos e computacionais obtidos para o modelo 1 por 15 da aeronave <i>Flexcraft</i> .	51
4.9	Momentos de inércia obtidos computacionalmente para o modelo 1 por 15 do <i>Flexcraft</i> .	52
4.10	Variáveis de estabilidade estática longitudinal.	52
4.11	Variáveis de estabilidade estática lateral.	52
4.12	Valores próprios dos modos longitudinais.	53
4.13	Valores próprios dos modos laterais.	53
4.14	Valores teóricos de deslocamento e tensão máxima para a asa principal sem reforço estrutural.	55
4.15	Análise de convergência de malha da asa principal.	56
4.16	Valores computacionais de deslocamento e tensão máxima para a asa principal sem reforço estrutural.	56
4.17	Valores teóricos e computacionais de deslocamento e tensão máxima para a viga de aço.	56
4.18	Valores computacionais de deslocamento e tensão máxima para a asa principal reforçada.	57
4.19	Modos de vibração da asa principal em Hz.	58
5.1	Valores de potência global e para cada motor na condição de voo pairado.	62
5.2	Autonomia estimada para a condição de voo pairado.	62
5.3	Distribuição de massa por grupos de componentes para a configuração VTOL.	64
5.4	Coordenadas do centro de gravidade global teóricas e computacionais da configuração VTOL.	65
5.5	Valores de margem estática teóricos e computacionais da configuração VTOL.	66
5.6	Momentos de inércia obtidos computacionalmente para a configuração VTOL com fuselagem.	66
5.7	Variáveis de estabilidade longitudinal para a versão VTOL.	66
5.8	Variáveis de estabilidade lateral para a versão VTOL.	66
5.9	Valores próprios dos modos longitudinais da versão VTOL.	67
5.10	Valores próprios dos modos laterais da versão VTOL.	67
6.1	Análise de custos (em euros) envolvidos na construção do modelo 1 por 15 da aeronave <i>Flexcraft</i> .	73
7.1	Momentos de inércia dos três movimentos da aeronave STOL (sem fuselagem) com e sem estrutura de medição.	78

B.1	Derivadas de estabilidade longitudinal. . . . .	90
B.2	Derivadas de estabilidade lateral. . . . .	90
C.1	Posições de coordenadas do centro de massa, pesos e momentos de cada componente presente na aeronave - Parte 1. . . . .	92
C.2	Posições de coordenadas do centro de massa, pesos e momentos de cada componente presente na aeronave - Parte 2. . . . .	93
D.1	Posições de coordenadas do centro de massa, pesos e momentos de cada componente presente na versão VTOL - Parte 1. . . . .	98
D.2	Posições de coordenadas do centro de massa, pesos e momentos de cada componente presente na versão VTOL - Parte 2. . . . .	99
E.1	Medições de oscilação, tempo e período para o movimento de guinada com e sem estrutura.	100
E.2	Medições de oscilação, tempo e período para os movimentos de picada e rolamento com e sem estrutura. . . . .	100



# Lista de Figuras

1.1	Aeronave do conceito <i>Utility</i> desenvolvida no projeto <i>newFACE</i> . . . . .	4
2.1	Configurações STOL e VTOL da aeronave <i>Flexcraft</i> . . . . .	9
3.1	Modelo CAD da versão escalonada 1 por 10 da aeronave <i>Flexcraft</i> . . . . .	19
3.2	Fuselagem do tipo <i>Sears-Haack</i> . . . . .	19
3.3	Superfícies de controlo: a) Vista de topo: 1- <i>flaps</i> , 2- <i>flaperons</i> e 4- <i>elevator</i> ; b) Vista lateral: 3- <i>rudder</i> . . . . .	21
3.4	Perfil NACA 64-A415 da asa principal. . . . .	22
3.5	Perfil NACA 0009 do estabilizador horizontal. . . . .	22
3.6	Perfil NACA 0012 dos estabilizadores verticais. . . . .	22
3.7	Representação tridimensional do conjunto de asas da aeronave <i>Flexcraft</i> sem superfícies de controlo. . . . .	23
3.8	Representação tridimensional do conjunto de asas da aeronave <i>Flexcraft</i> com superfícies de controlo. . . . .	23
3.9	Motor elétrico <i>HobbyWing XRotor 2205 2600 Kv Titanium G2 SL BL</i> . . . . .	27
3.10	Hélices <i>Dalprops Cyclons Series 5050 tri-bladed</i> . . . . .	27
3.11	ESC <i>HobbyWing XRotor 30A Micro 2-4S BL Heli</i> . . . . .	27
3.12	Bateria <i>Tattu LiPo 2300MAH 14.8V 45C 4S1P</i> . . . . .	28
3.13	Servo <i>Turnigy TG9e Eco Micro Servo 1.5kg</i> e componentes adjacentes. . . . .	30
3.14	<i>Ripmax Control Horns Small</i> utilizados. . . . .	30
3.15	Trem de aterragem dianteiro utilizado. . . . .	30
3.16	Trem de aterragem traseiro utilizado. . . . .	30
3.17	Perfis de missão idealizados para o modelo 1/15 da aeronave <i>Flexcraft</i> . . . . .	31
3.18	Diagrama V-n: Envelope de voo operacional de rajadas para o modelo 1/15 da aeronave <i>Flexcraft</i> . . . . .	34
3.19	<i>Design point</i> para o modelo 1 por 15 da aeronave <i>Flexcraft</i> . . . . .	35
3.20	Previsão de distribuição percentual de massa por grupo de componentes. . . . .	36
3.21	Distribuição idealizada dos componentes no modelo 1/15 da aeronave <i>Flexcraft</i> . . . . .	37
4.1	Modelo 3D do extradorso da asa principal. . . . .	42
4.2	Modelo 3D do intradorso da asa principal. . . . .	42

4.3	Modelo 3D da carenagem lateral (1).	43
4.4	Modelo 3D da carenagem lateral (2).	43
4.5	Modelo 3D da carenagem central.	44
4.6	Modelo 3D da <i>canopy</i> central (1).	44
4.7	Modelo 3D da <i>canopy</i> central (2).	44
4.8	Modelo 3D da tampa central.	45
4.9	Modelo 3D do canto de ligação da empenagem traseira.	45
4.10	Modelo 3D do estabilizador vertical.	45
4.11	Modelo 3D do estabilizador horizontal.	45
4.12	Modelo 3D da fuselagem (1).	46
4.13	Modelo 3D da fuselagem (2).	46
4.14	Representação 3D do modelo 1/15 da aeronave <i>Flexcraft</i> (1).	46
4.15	Representação 3D do modelo 1/15 da aeronave <i>Flexcraft</i> (2).	46
4.16	Modelo 3D dos componentes distribuídos na <i>canopy</i> central.	48
4.17	Modelo 3D de um suporte dos servos.	48
4.18	Distribuição percentual de massa.	49
4.19	Distribuição dos grupos de componentes da configuração STOL.	50
4.20	Código de cores e numeração dos componentes da configuração STOL.	50
4.21	<i>Root locus</i> da estabilidade dinâmica longitudinal.	53
4.22	<i>Root locus</i> da estabilidade dinâmica lateral.	53
4.23	Deslocamento obtido na extremidade do conjunto asa mais viga de aço para aplicação de uma carga igual a 4.4g.	57
4.24	Tensão máxima obtida no conjunto asa mais viga de aço para aplicação de uma carga igual a 4.4g.	57
4.25	1º modo de vibração para 28.6 Hz.	58
4.26	2º modo de vibração para 118.0 Hz.	58
4.27	3º modo de vibração para 159.4 Hz.	58
4.28	4º modo de vibração para 195.8 Hz.	58
4.29	5º modo de vibração para 285.4 Hz.	58
4.30	6º modo de vibração para 404.4 Hz.	58
4.31	Modos de vibração natural para a asa principal reforçada com um varão de aço.	58
5.1	Modelo 3D da carenagem frontal para a versão VTOL (1).	63
5.2	Modelo 3D da carenagem frontal para a versão VTOL (2).	63
5.3	Modelo 3D da carenagem lateral para o modo VTOL.	64
5.4	Modelo 3D da carenagem central para o modo VTOL (1).	64
5.5	Modelo 3D da carenagem central para o modo VTOL (2).	64
5.6	Distribuição percentual de massa para a configuração VTOL.	64
5.7	Distribuição dos grupos de componentes da configuração VTOL.	65

5.8	Código de cores e numeração dos componentes da configuração VTOL. . . . .	65
5.9	<i>Root locus</i> da estabilidade dinâmica longitudinal da versão VTOL. . . . .	67
5.10	<i>Root locus</i> da estabilidade dinâmica lateral da versão VTOL. . . . .	67
5.11	Deslocamento obtido na asa principal para a aplicação de uma carga igual a 10 N na extremidade. . . . .	68
5.12	Tensão máxima obtida na asa principal para a aplicação de uma carga igual a 10 N na extremidade. . . . .	68
5.13	Deslocamento máximo obtido na carenagem lateral para a aceleração do motor elétrico traseiro. . . . .	68
5.14	Tensão máxima obtida na carenagem lateral para a aceleração do motor elétrico traseiro. . . . .	68
5.15	Deslocamento máximo obtido na carenagem central para a aceleração do motor elétrico traseiro. . . . .	68
5.16	Tensão máxima obtida na carenagem central para a aceleração do motor elétrico traseiro. . . . .	68
6.1	Processo de construção das superfícies alares e de controlo da aeronave 1/15 do <i>Flexcraft</i> . . . . .	70
6.2	Processo de construção dos componentes em plástico PLA da aeronave 1/15 do <i>Flexcraft</i> . . . . .	71
6.3	Correções e alterações efetuadas na aeronave 1/15 do <i>Flexcraft</i> . . . . .	72
6.4	Configuração STOL final da aeronave 1/15 do <i>Flexcraft</i> . . . . .	72
6.5	Configuração VTOL final da aeronave 1/15 do <i>Flexcraft</i> . . . . .	73
7.1	Método de balanceamento das hélices. . . . .	75
7.2	Aparelho de medição utilizado na análise dos motores elétricos. . . . .	75
7.3	Gráficos obtidos no testes estáticos dos motores elétricos. . . . .	76
7.4	Representação dos apoios para medição do CG. . . . .	76
7.5	Esquema de medição do CG. . . . .	76
7.6	Representação da estrutura de medição dos momentos de inércia em torno de $x$ e $y$ . . . . .	77
7.7	Esquema de medição dos momentos de inércia em torno de $x$ e $y$ . . . . .	77
7.8	Representação da estrutura de medição dos momentos de inércia em torno de $z$ . . . . .	77
7.9	Esquema de medição dos momentos de inércia em torno de $z$ . . . . .	77
A.1	Aeronaves mencionadas durante a análise de mercado. . . . .	88
B.1	Gráfico $C_L$ vs. $\alpha$ sem superfícies de controlo. . . . .	89
B.2	Gráfico $C_D$ vs. $\alpha$ sem superfícies de controlo. . . . .	89
B.3	Gráfico $C_L/C_D$ vs. $\alpha$ sem superfícies de controlo. . . . .	89
B.4	Gráfico $C_m$ vs. $\alpha$ sem superfícies de controlo. . . . .	89
B.5	Gráfico $C_L$ vs. $\alpha$ com superfícies de controlo. . . . .	90
B.6	Gráfico $C_D$ vs. $\alpha$ com superfícies de controlo. . . . .	90
B.7	Gráfico $C_L/C_D$ vs. $\alpha$ com superfícies de controlo. . . . .	90
B.8	Gráfico $C_m$ vs. $\alpha$ com superfícies de controlo. . . . .	90

C.1	Deslocamento obtido na extremidade da asa principal para aplicação de uma carga igual a -1.8g. . . . .	93
C.2	Deslocamento obtido na extremidade da asa principal para aplicação de uma carga igual a 4.4g. . . . .	93
C.3	Tensão máxima obtida na asa principal para aplicação de uma carga igual a -1.8g. . . . .	93
C.4	Tensão máxima obtida na asa principal para aplicação de uma carga igual a 4.4g. . . . .	93
C.5	Deslocamento obtido na extremidade da viga de aço para aplicação de uma carga igual a -1.8g. . . . .	94
C.6	Deslocamento obtido na extremidade da viga de aço para aplicação de uma carga igual a 4.4g. . . . .	94
C.7	Tensão máxima obtida na viga de aço para aplicação de uma carga igual a -1.8g. . . . .	94
C.8	Tensão máxima obtida na viga de aço para aplicação de uma carga igual a 4.4g. . . . .	94
C.9	Deslocamento obtido na extremidade do conjunto asa mais viga de aço para aplicação de uma carga igual a -1.8g. . . . .	94
C.10	Tensão máxima obtida no conjunto asa mais viga de aço para aplicação de uma carga igual a -1.8g. . . . .	94
C.11	Deslocamento obtido na carenagem central para a aplicação de uma carga igual a 5 N na extremidade. . . . .	95
C.12	Tensão máxima obtida na carenagem central para a aplicação de uma carga igual a 5 N na extremidade. . . . .	95
C.13	Deslocamento obtido na carenagem central para a aplicação de uma aceleração dos motores na extremidade. . . . .	95
C.14	Tensão máxima obtida na carenagem central para a aplicação de uma aceleração dos motores na extremidade. . . . .	95
C.15	Deslocamento obtido na <i>canopy</i> central para a aplicação de uma carga igual a 4.4g. . . . .	95
C.16	Tensão máxima obtida na <i>canopy</i> central para a aplicação de uma carga igual a 4.4g. . . . .	95
C.17	Deslocamento obtido na <i>canopy</i> central para a aplicação de uma carga igual a 10 N na extremidade. . . . .	96
C.18	Tensão máxima obtida na <i>canopy</i> central para a aplicação de uma carga igual a 10 N na extremidade. . . . .	96

# Lista de Símbolos

## Simbolos gregos

$\alpha$	Ângulo de ataque.
$\beta$	Ângulo de derrapagem.
$\eta$	Rendimento.
$\Gamma$	Diedro.
$\Lambda$	Ângulo de flecha.
$\lambda$	Afilamento.
$\lambda_i$	Valores próprios.
$\mu$	Rácio de massa.
$\psi$	Taxa de volta instantânea.
$\rho$	Densidade.
$\sigma$	Tensão.
$\tau$	Torque.
$\nu$	Viscosidade cinemática.
$\varphi$	Ângulo de subida.

## Simbolos romanos

$\bar{c}$	Corda média.
$\frac{dh}{dt}$	Rácio de subida.
$\hat{u}$	Velocidade de rajada.
$A$	Área.
$AAD$	<i>Average Amp Draw.</i>
$AR$	Alongamento.

$b$	Envergadura alar.
$C$	Capacidade de energia.
$c$	Corda alar.
$C_{HT}$	Coeficiente de volume do estabilizador horizontal.
$D$	Resistência aerodinâmica.
$D_{fuse}$	Diâmetro da fuselagem.
$E$	Módulo de <i>Young</i> .
$e$	Fator de eficiência de <i>Oswald</i> .
$E^*$	Energia específica.
$f$	Rácio de <i>fineness</i> .
$G$	Gradiente de subida.
$g$	Aceleração gravítica.
$I$	Momento de inércia.
$K$	Fator de atenuação.
$K_n$	Margem estática.
$L$	Sustentação.
$L_\beta$	Movimento lateral.
$L_{HT}$	Distância ótima entre os centros aerodinâmicos do estabilizador horizontal e da asa principal.
$M$	Momento.
$m$	Massa.
$M_w$	Movimento longitudinal.
$Ma$	Número de <i>Mach</i> .
$MAC$	Corda média aerodinâmica .
$MTOW$	<i>Maximum Take-Off Weight</i> .
$n$	Fator de carga.
$N_\beta$	Movimento direcional.
$P$	Potência.
$P_{1kg}$	Potência necessária para sustentar 1 <i>kg</i> .

$q$	Pressão dinâmica.
$R$	Alcance.
$Re$	Número de <i>Reynolds</i> .
$S$	Área alar.
$s$	Distância percorrida.
$S_1$	Máxima deflexão da superfície de controlo.
$S_2$	Máxima deflexão do servo.
$T$	Força propulsiva.
$t$	Tempo.
$T_d$	Taxa de descarga de energia.
$V$	Velocidade da aeronave.
$W$	Peso.
$X_u$	Velocidade frontal.
$y$	Deformação.
$Y_\beta$	Derrapagem.
$Z_w$	Velocidade vertical.
$C_D$	Coeficiente de resistência aerodinâmica tridimensional.
$C_d$	Coeficiente de resistência aerodinâmica bidimensional.
$C_L$	Coeficiente de sustentação tridimensional.
$C_l$	Coeficiente de sustentação bidimensional.
$C_M$	Coeficiente de momento tridimensional.
$C_m$	Coeficiente de momento bidimensional.
$C_{D0}$	Coeficiente de resistência aerodinâmica parasita tridimensional.
$C_{d0}$	Coeficiente de resistência aerodinâmica parasita bidimensional.
$E$	Autonomia.
$k$	Fator aerodinâmico.
$p$	Pressão.
$u, v, w$	Componentes cartesianos da velocidade.

V Voltagem.

### **Subscritos**

*aer* Aeronave.

*aterr* Aterragem.

*bat* Bateria.

*ced* Cedência.

*CG* Centro de gravidade.

*cruz* Cruzeiro.

*desc* Descolagem.

*est* Estrutura de medição.

*fuse* Fuselagem.

*HT* Estabilizador horizontal.

*max* Valor máximo.

*min* Valor mínimo.

*PN* Ponto neutro.

*prop* Sistema propulsivo.

*sub* Subida.

*ta* Trens de aterragem.

*x, y, z* Coordenadas cartesianas.

# Glossário

<b>AAD</b>	Amperage Amp Draw.
<b>ABS</b>	Acrilonitrila Butadieno Estireno.
<b>APA</b>	Amplified Piezoelectric Actuators.
<b>ARP</b>	Aeronave Remotamente Pilotada.
<b>CAD</b>	Computer-Aided Design.
<b>CAM</b>	Computer-Aided Manufacturing.
<b>CFD</b>	Computacional Fluid Dynamics.
<b>CG</b>	Centro de Gravidade.
<b>CM</b>	Centro de Massa.
<b>EASA</b>	European Aviation Safety Agency.
<b>EPS</b>	Poliestireno Expandido.
<b>ESC</b>	Electronic Speed Control.
<b>EUA</b>	Estados Unidos da América.
<b>FAA</b>	Federal Aviation Administration.
<b>FAR</b>	Federal Aviation Regulation.
<b>FDM</b>	Fused Deposition Modelling.
<b>FEM</b>	Finite Elements Method.
<b>GPS</b>	Global Positioning System.
<b>LLT</b>	Lifting Line Theory.
<b>LiPo</b>	Lítio e Óxido de Polietileno.
<b>MTOW</b>	Maximum Take-Off Weight.
<b>NACA</b>	National Advisory Committee for Aeronautics.
<b>NATO</b>	North Atlantic Treaty Organization.
<b>PAN</b>	Poliacrilonitrila.
<b>PAV</b>	Personal Aerial Vehicle.
<b>PLA</b>	Poliácido Láctico.
<b>PN</b>	Ponto Neutro.
<b>RPA</b>	Remoted Piloted Aircraft.
<b>RPM</b>	Rotações Por Minuto.
<b>RPV</b>	Remoted Piloted Vehicle.

<b>S.A.</b>	Sociedade Anónima.
<b>SANT</b>	Sistema Aéreo Não Tripulado.
<b>STANAG</b>	Standardization Agreement.
<b>STOL</b>	Short Take-Off and Landing.
<b>UAS</b>	Unmanned Aerial System.
<b>UAV</b>	Unmanned Aerial Vehicle.
<b>US DoD</b>	United States Departmente of Defense.
<b>USAF</b>	United States Air Force.
<b>VANT</b>	Veículo Aéreo Não Tripulado.
<b>VLM</b>	Vortex Lattice Method.
<b>VRP</b>	Veículo Remotamente Pilotado.
<b>VTOL</b>	Vertical Take-Off and Landing.
<b>XPS</b>	Poliestireno Extrudido.

# Capítulo 1

## Introdução

### 1.1 Motivação

Ao longo das últimas décadas, com a sua crescente popularidade, várias foram as terminologias atribuídas para tentar descrever as aeronaves não tripuladas. A denominação UAV (do inglês *Unmanned Aerial Vehicle*), em português VANT (Veículo Aéreo Não Tripulado), surgiu com o intuito de fazer referência a máquinas voadoras capazes de operar sem a presença humana a bordo. Contudo, na primeira década do século XXI surge o termo UAS (do inglês *Unmanned Aerial System*), em português SANT (Sistema Aéreo Não Tripulado), que passou a ser o mais indicado para mencionar aeronaves desta natureza. Através do Departamento de Defesa do Estado Unidos da América (US DoD no acrónimo inglês) e das agências reguladoras da aeronáutica FAA (*Federal Aviation Administration*) e EASA (*European Aviation Safety Agency*), esta terminologia surge com o intuito de identificar o SANT como uma aeronave sujeita a demonstrações de aeronavegabilidade, composta por outros sistemas que não a própria aeronave em si. As estações de controlo remoto, as ligações de comunicação e os sistemas de lançamento e de recolha são alguns exemplos desses sistemas [1]. Seguem-se três definições do termo SANT relatadas pelas três entidades mencionadas.

“Um aparelho utilizado, ou destinado a ser utilizado, para realizar um voo aéreo sem piloto a bordo. Entende-se que o conceito de aeronaves não tripuladas inclui apenas as aeronaves controláveis nos três eixos (...)”<sup>1</sup> – FAA (2008) [2].

“Um veículo motorizado que não transporta um operador humano, conseguindo ser operado de forma autónoma ou remota, podendo ser consumível ou recuperável, e ser capaz de transportar uma carga útil letal ou não-letal.”<sup>2</sup> – US DoD (2007) [3].

“Um Sistema Aéreo Não Tripulado (SANT) compreende os elementos individuais do sistema, nomeadamente uma aeronave não tripulada, a estação de controlo e qualquer outro elemento do sistema necessário para permitir o voo, ou seja, ligações de comando e controlo e elementos de

---

<sup>1</sup>“A device used or intended to be used for flight in the air that has no onboard pilot. Unmanned aircraft are understood to include only those aircraft controllable in three axes (...)”

<sup>2</sup>“A powered vehicle that does not carry a human operator, can be operated autonomously or remotely, can be expendable or recoverable, and can carry a lethal or nonlethal payload.”

lançamento e recolha.”<sup>3</sup> – EASA (2009) [4].

Outros cognomes têm vindo a ser atribuídos a estas aeronaves, nomeadamente a designação RPV (do inglês *Remoted Piloted Vehicle*), em português VRP (Veículo Remotamente Pilotado), utilizada durante a Guerra do Vietname. Atualmente, a Força Aérea Americana (USAF no acrónimo inglês) substituiu o termo RPV por RPA (do inglês *Remoted Piloted Aircraft*), em português ARP (Aeronave Remotamente Pilotada), por forma a restringir o termo apenas a veículos aéreos e fazer referência ao piloto da aeronave [5] [6].

Ao contrário do que se possa pensar, os veículos aéreos não tripulados não são uma invenção das mentes tecnológicas da atualidade. A sua conceção data do século XIX, em simultâneo com os primeiros passos realizados no desenvolvimento aeronáutico tripulado através de conceitos primordiais “mais leves que o ar” [7]. Desde então, acompanhado de um avanço tecnológico em todas as áreas intrínsecas à aviação, tripulada ou não, surge o conceito de aeronave atualmente conhecido e empregue em inúmeras funções e missões de carácter civil e militar. Desde vigilância marítima a transporte de carga, de patrulhamento aéreo a transporte de passageiros, de suporte em assistência médica a filmagem desportiva e científica, de busca e salvamento a monitorização de catástrofes naturais, extensa e diversificada é a panóplia de aplicações da aviação moderna [8]. Contudo, a utilização dos VANT para o cumprimento destas missões apresenta menores limitações operacionais do que as convencionais aeronaves tripuladas. Este facto deve-se à não necessidade de preocupação com o estado de saúde e de cansaço da tripulação<sup>4</sup> em missões de risco ou de longa duração. Este tipo de aeronaves pode ser capaz de tomar decisões complexas em pequenas frações de tempo em comparação com a resposta humana sem apresentar limitações fisiológicas perante acelerações e manobras cujo corpo humano não é capaz de suportar. Adicionalmente, face à crescente implementação de sistemas de propulsão mais ecológicos e utilização de materiais recicláveis (como alguns plásticos resultantes de impressão 3D, a título de exemplo) neste tipo de aeronaves, é possível efetuar o mesmo leque de missões com um menor impacto ambiental e com um consumo energético inferior, com reflexão direta nos custos de operação [9].

## 1.2 Descrição do Projeto *Flexcraft*

Com início em dezembro de 2016, o projeto *Flexcraft* tem data de término estipulada para novembro de 2019, a qual foi prorrogada até abril de 2020. Inserido no programa Compete 2020 do Portugal 2020, este projeto consiste num consórcio de várias empresas e instituições portuguesas a fim de demonstrar a capacidade do país para a implementação e desenvolvimento de um sistema inovador e de aplicação futura no setor aeronáutico. Responsável por competências a nível do Projeto e da Gestão do Design, a AlmaDesign é a entidade responsável pelo desenvolvimento de soluções de base tecnológica centradas no utilizador. A empresa promotora, SETsa (Sociedade de Engenharia e Transformação S.A)

<sup>3</sup>“An Unmanned Aircraft System (UAS) comprises individual system elements consisting of an “unmanned aircraft”, the “control station” and any other system elements necessary to enable flight, i.e. “command and control link” and “launch and recovery elements.”

<sup>4</sup>Entenda-se “tripulação” como os pilotos, co-piloto e engenheiro de bordo ou navegador, não incluindo os passageiros.

do Grupo Iberomoldes, disponibiliza soluções integradas nos mais diferentes materiais termoplásticos e metálicos. A Embraer Portugal Compósitos (Embraer Portugal – Estruturas em Compósitos. S.A.) apresenta-se como a entidade especialista no fabrico de aeroestruturas e peças críticas, de grande dimensão e/ou complexidade. O INEGI (Instituto de Ciência e Inovação em Engenharia Mecânica e Engenharia Industrial) assume um papel de desenvolvimento de atividades de Inovação e Transferências de Tecnologias. Por sua vez, o Instituto Superior Técnico fica incumbido de desempenhar atividades de investigação, desenvolvimento e inovação (ID&I) [10].

No âmbito de uma aplicação futura bem sucedida desta aeronave no mercado aeronáutico, um estudo das macrotendências foi realizado a fim de solidificar o projeto. Um fator como o crescimento populacional reflete o grande aumento de volume de tráfego nos últimos anos, sendo que atualmente são registados cerca de 16 mil milhões de passageiros por ano quando comparado com 2.5 mil milhões registados no ano de 2011 [11]. A desigual distribuição da população leva ao congestionamento das zonas urbanas que, por sua vez, atingirão um limite de tráfego convencional, surgindo a necessidade de implementar novos métodos de transporte. Outro fator relevante passa pela preocupação global com as mudanças climáticas, onde as tais zonas urbanas que cobrem apenas 2% da superfície da terra consomem 78% da energia mundial e produzem 60% de todas as emissões de CO<sub>2</sub> [11] [12]. No tópico de redução de impacto humano, a criação de sistemas de mobilidade mais eficientes do ponto de vista da sustentabilidade é assim de grande importância, além das melhorias de qualidade de vida serão um contributo direto para baixar o nível de emissões de gases que provocam o efeito de estufa. Entre outros fatores, como o crescimento da eletrificação, dos sistemas de gestão de rede, da conectividade e da inteligência artificial, criam um ecossistema mais propício à introdução de veículos aéreos autónomos elétricos desta natureza.

Considerando os cenários apresentados, como resposta à congestão do espaço aéreo (principalmente dos aeroportos), ao aumento de emissões de gases poluentes, às variações do preço do petróleo, ao aumento do preço de algumas matérias-primas e ao envelhecimento da população, enfatiza-se a necessidade de desenvolvimento de novas configurações de aeronaves (interiores e exteriores), incluindo cabines modulares/flexíveis e novos conceitos de propulsão. Desta forma, habilitada com a capacidade de adaptar a sua configuração, a plataforma *Flexcraft* visa satisfazer o cumprimento de diferenciadas missões, nomeadamente:

- Táxi aéreo de passageiros (entre 4 a 6);
- Vigilância florestal, dando suporte em operações de salvamento, vigilância e extinção de fogos;
- Empresa logística, com a carga acondicionada em módulos padronizados;
- Proteção civil, para cenários de cheias/inundações ou avalanches;
- Uso privado, como transporte pessoal e/ou familiar ou até mesmo como ferramenta profissional na agricultura, a título de exemplo.

A designação atribuída à aeronave, *Flexcraft* (do inglês, *Flexible Aircraft*), tal como o nome indica (aeronave flexível), visa representar a sua capacidade de adaptabilidade para um vasto espetro de

missões diferenciadas de forma expedita e flexível. O conceito *Flexcraft* representa uma aeronave utilitária modular que viabiliza as características da aeronave *Utility*<sup>5</sup>, ilustrada na figura 1.1, desenvolvida no projeto *newFACE*. Com o objetivo de elevar de forma integrada as tecnologias críticas deste conceito no que toca à configuração, às soluções de flexibilidade e modularidade, aos materiais e aos seus processos de manufatura, a plataforma *Flexcraft* visa competir com as atuais e futuras aeronaves de asa rotativa no mercado global. Para tal, esta aeronave requer uma maior velocidade, alcance e capacidade de carga do que os helicópteros convencionais. Os vários requisitos operacionais que garantem uma viável e competitiva aplicação do *Flexcraft* no mercado são seguidamente enunciados [11] [13] [14]:

- Transportar até 10 passageiros ou uma carga total compreendida entre os 500 e os 1500 kg;
- Capacidade STOL (*Short Take-Off and Landing*), a fim de descolar e aterrar em pistas de curta distância;
- Capacidade VTOL (*Vertical Take-Off and Landing*), de modo a aumentar a versatilidade de operação para locais de difícil acesso;
- Variação de alcance compreendida entre 500 e 1500 km, consoante a configuração de máxima carga e máximo alcance, respetivamente;
- Autonomia de 4 horas;
- Capacidade de modularidade com a asa destacável da fuselagem, permitindo a reconfiguração do módulo cabine para diferentes missões;
- Incorporação de um sistema de propulsão híbrido ou, se possível, totalmente elétrico;
- Velocidade de cruzeiro subsónica definida em 400 km/h;
- Velocidade máxima de 450 km/h;
- Altitude de cruzeiro igual a 8000 pés para o transporte de passageiros e 16000 pés para transporte de carga;
- Constrangimento do ruído externo gerado para um valor máximo de 77 dB(A).



Figura 1.1: Aeronave do conceito *Utility* desenvolvida no projeto *newFACE* [11].

---

<sup>5</sup>Utilitária, em português.

“Voo e Operação”, “Versatilidade e Usabilidade” e “Materiais e Processos de Produção” são as três linhas de desenvolvimento do projeto que serão validadas através de três demonstradores evolutivos, nomeadamente, com a construção de dois VRP à escala 1 por 10 e 1 por 15, uma *mock-up* à escala real e demonstradores de materiais e processos de produção [11] [13]. A realização desta tese de mestrado apresenta o seu principal foco no estudo, design, desenvolvimento e construção do modelo à escala 1 por 15 da aeronave original. Face à preocupação do projeto *Flexcraft* em reduzir a pegada ecológica e maximizar a sustentabilidade do produto, decidiu-se elaborar a construção deste modelo com materiais maioritariamente recicláveis e com uma propulsão totalmente elétrica. Adicionalmente, por forma a garantir a sua utilização para o máximo de missões variadas, o mesmo modelo será dotado de capacidade STOL e, simultaneamente, VTOL.

### 1.3 Objetivos e Metodologia

Analogamente a qualquer projeto de engenharia que visa a concepção de um produto físico final, é fundamental realizar a criação de um ou mais protótipos, escalonados ou não, que permitam efetuar análises prévias nas áreas de design, performance e construção. Neste sentido, o principal objetivo da realização desta tese de mestrado consiste no design, construção e realização de testes de voo e no solo de um VRP à escala 1 por 15 para viabilização de aeronavegabilidade da aeronave *Flexcraft* original. A elaboração deste modelo escalonado visa ditar o comportamento em voo do projeto original e comprovar a fiabilidade da geometria estrutural do mesmo através de análises computacionais e de ensaios experimentais. Desta forma, a geometria estrutural do protótipo deve manter um padrão semelhante ao original a fim de garantir uma performance similar. A concepção deste VRP de menores dimensões deverá cumprir com as várias fases do processo de design de uma aeronave, desde a análise dos seus requisitos até ao desenvolvimento da sua estrutura, passando pela realização de estudos computacionais e teóricos da localização do seu centro de gravidade com o posicionamento dos vários componentes elétricos e de propulsão, da sua estabilidade estática e dinâmica, dos seus modos de vibração, e do comportamento estrutural estático e dinâmico perante esforços que simulem as suas condições de voo. Por forma a validar estes resultados teóricos devem ser realizados ensaios experimentais para cada análise referida. Esta validação de resultados culmina com a realização de testes em voo que permitirão obter mais valores comparativos com os teóricos anteriormente obtidos.

Face à construção deste modelo 1/15, tal como referido no sub-capítulo 1.2, surgem alguns objetivos complementares definidos como premissas valorativas do projeto *Flexcraft* e, por essa razão, irão ser reproduzidos neste protótipo de menor escala. Esses objetivos passam pela implementação de um sistema de propulsão totalmente elétrico, pela utilização de materiais recicláveis na maioria da estrutura da aeronave, pela capacidade de modularidade em adaptar de forma simples e expedita o seu módulo de carga para diferentes missões, pela flexibilidade no que diz respeito à sua fácil montagem, desmontagem e transporte e, por fim, pela sua capacidade de realizar descolagens e aterragens tanto STOL como VTOL.

Ao mesmo tempo, como objetivo secundário, é necessário acompanhar o desenvolvimento, constru-

ção e realização de testes experimentais de um modelo à escala 1 por 10 do projeto original. Com uma envergadura de 1.5 m, composto por alumínio, aço inoxidável, fibra de carbono e ABS (*Acrylonitrile Butadiene Styrene*), este modelo permitirá ao autor desta tese obter uma familiarização com a coordenação de todos os procedimentos de design de um protótipo a fim de replicar o processo para o modelo 1 por 15, com uma envergadura máxima de 1 m. Este protótipo VRP de maior escala apresenta como principais requisitos a verificação da dinâmica de voo, a validação dos limites do centro de gravidade (CG) e a comprovação da capacidade de voar com e sem fuselagem (módulo de cabine). Apesar de ter sido um objetivo inicial do projeto, a capacidade de realizar descolagem e aterragem VTOL não será implementada neste modelo à escala 1 por 10.

## 1.4 Outline da Tese

Esta dissertação de mestrado encontra-se dividida em oito capítulos distintos. O primeiro capítulo apresenta um enquadramento motivacional das aeronaves não tripuladas, os objetivos e metodologia da realização deste trabalho, bem como uma breve descrição do projeto original no qual está inserido. O segundo capítulo visa contextualizar, de forma teórica, a aviação não tripulada no que diz respeito ao seu desenvolvimento temporal e funções desempenhadas. Adicionalmente, compreende uma análise de mercado sobre aeronaves semelhantes ao modelo alvo de construção nesta tese. Por fim, são abordados os conceitos de modularidade na aviação, as diferentes fases no processo de design e o método de fabrico dos diferentes materiais utilizados. O capítulo 3 diz respeito à fase de design conceptual onde são especificados os requisitos do modelo escalonado que se visa construir, com principal foco para as áreas de dimensionamento geométrico, aerodinâmica, instrumentação, performance e estabilidade. No capítulo 4 são realizadas as várias tarefas das fases de design preliminar e detalhado, nomeadamente a análise e escolha dos materiais utilizados, a modelação geométrica tridimensional do modelo computacional, a realização de alterações e melhorias ao modelo desenvolvido e, por fim, a execução de análises estruturais e de estabilidade. No quinto capítulo é descrito o conceito VTOL desta aeronave, abordando as várias alterações impostas à anterior configuração desenvolvida. O capítulo 6 destina-se à reprodução do processo de construção final de ambas as configurações da aeronave resultado de um escalonamento. No sétimo capítulo são apresentados os diversos ensaios experimentais realizados com o intuito de validar os resultados obtidos por meios teóricos e computacionais ao longo dos capítulos anteriores. Por último, no capítulo 8 são caracterizadas as várias tarefas realizadas ao longo desta dissertação de forma resumida, apresentando os tópicos concretizados com sucesso e as recomendações para a realização de um trabalho semelhante no futuro.

## Capítulo 2

# Contexto Teórico

Começando pela compreensão da história mundial da aviação, desde os conceitos primordiais "mais leves que o ar" à sua evolução que culminou nos atuais VANT avançados e encarregues de grande parte de missões realizadas por aeronaves tripuladas convencionais, passando pela divulgação dos acontecimentos aeronáuticos mais marcantes em vários pontos do globo. Seguidamente, será realizada uma análise de mercado segundo diversos parâmetros de interesse para este conceito de VRP modular de pequenas dimensões. Adicionalmente, serão abordados de forma teórica os conceitos de modularidade e flexibilidade aplicados a aeronaves, tripuladas ou não, com o intuito de analisar as vantagens e o método de aplicação dos mesmos neste projeto. Posteriormente, como objetivo principal desta tese, para o projeto de um protótipo é relevante apresentar as várias fases do processo de design de uma aeronave com o intuito de serem aplicadas de forma consecutiva ao longo desta dissertação.

### 2.1 Evolução da Aviação Não Tripulada

Tal como referido no sub-capítulo 1.1, segundo os registos históricos, o primeiro passo para a aviação pilotada ocorreu no final do século XVIII e foi necessário mais um século para o aparecimento de aparelhos voadores mais pesados que o ar a navegar os céus. A invenção de aeronaves não tripuladas surgiu pouco depois durante o desenvolvimento da aviação militar com o despoletar da Primeira Guerra Mundial em 1916. Contudo, a ideia de construção de "máquinas voadoras" foi inicialmente concebida, segundo relatos históricos, há 2500 anos, na Grécia Antiga e na China Imperial [7] [15].

A evolução da aviação foi sendo motivada pela possibilidade de transportar carga e pessoas da forma mais rápida e segura possível. Rapidamente os militares aperceberam-se das potenciais vantagens de utilização da aviação não tripulada para cenários de conflito. Inicialmente, estes aparelhos tratavam-se de mísseis e bombas inteligentes, até que mais tarde foram desenvolvidos como "drones-alvo" a fim de testar a capacidade bélica antiaérea. Em 1916, com o desenrolar da Primeira Guerra Mundial, apenas quinze anos após o primeiro voo pilotado levado a cabo pelos irmãos *Wright*, surge então a primeira aeronave não tripulada apelidada de *Hewitt–Sperry Automatic Airplane*. Seguiu-se a Marinha Real Britânica com a construção do biplano de *Havilland Queen Bee* como "drone-alvo", inspi-

rado no famoso biplano *de Havilland Tiger Moth*. A realização destas operações remotas desencadeou o aperfeiçoamento do controlo de rádio proposto e demonstrado previamente por *Tesla* em 1895, tendo esta evolução sido despoletada com a ocorrência da Segunda Guerra Mundial com o aparecimento de sistemas remotos mais evoluídos e tecnologicamente avançados [7] [15].

Após a Segunda Grande Guerra, com a perda de dois aviões-espiões *Lockheed U2 Dragon Lady* dos EUA (Estados Unidos da América) na União Soviética (em 1960) e em Cuba (em 1962), o escalar de interesse por missões de reconhecimento aéreo não tripulado conduziu ao aparecimento do *SD-1 Falconer* e do *Lighting Bug*. Apresentavam-se assim as primeiras aeronaves mais próximas daquilo que é a atual definição de UAV. Por esta altura, paralelamente aos EUA, a Europa desenvolveu o *CL-89 Midge* capaz de percorrer uma rota pré-programada, captar imagens (diurnas e noturnas) e ser recolhido por paraquedas. Em meados de 1979, a Força Aérea Soviética concebeu o *Tu-141/143* capacitado de um extenso alcance e elevada carga de transporte. Por sua vez, com base na tecnologia americana, Israel levou a cabo o desenvolvimento das aeronaves não tripuladas *Scout* e *Mastiff* [7] [15].

Com a evolução exponencial tecnológica, começaram a surgir aeronaves não tripuladas cada vez de maiores dimensões, com autonomia superior, com um espectro de operação mais alargado para além de missões de reconhecimento, tal como missões de ataque militar, exploração marítima e apoio médico. O conceito de aeronaves não tripuladas de asa fixa começou a dar lugar a outros VANT: coaxiais <sup>1</sup> e *tandem* <sup>2</sup>, à semelhança de helicópteros; propulsionados por energia solar e motores elétricos; capazes de descolar e aterrar verticalmente e transitar para voo horizontal em pleno voo; com hélices protegidas por carenagens ou rotores de contra-rotação; entre outros. Atualmente, maioritariamente propulsionados por energia elétrica, os UAV de pequenas dimensões têm ganho um relevante interesse quer em aplicações civis ou militares, visto que apresentam maior versatilidade e portabilidade, menor complexidade de manutenção, menores custos de operação e, simultaneamente, a capacidade de realizar iguais missões que os VANT de maiores dimensões.

Num futuro próximo tudo indica que aeronaves não tripuladas desempenharão todo o espectro de missões atualmente efetuadas por aviões ou helicópteros convencionais, incluindo o transporte de passageiros de forma rápida e segura. É nesta linha de pensamento que o *Flexcraft*, bem como outros UAV que serão mencionados posteriormente na análise de mercado (sub-capítulo 2.2), irão revolucionar a aplicação de aeronaves não tripuladas globalmente. Adicionalmente, desenvolvimentos recentes na área dos motores elétricos e do design de baterias têm vindo a viabilizar cada vez mais a utilização de propulsão elétrica na aviação a nível mundial. Em particular, a evolução da performance de baterias recarregáveis permitiu a redução do rácio peso/energia e superar outros tipos de propulsão no que diz respeito a esta razão para valores relativamente reduzidos de potência. Contudo, o rácio de volume/energia fornecido pelas baterias elétricas apresenta uma desvantagem para este tipo de propulsão, representando um volume quatro vezes superior para a mesma energia armazenada em comparação com os combustíveis fósseis [16]. Apesar de limitativo, este fator tem vindo a ser alvo de

---

<sup>1</sup>Dois rotores colocados um sobre o outro em veios concêntricos com igual eixo de rotação mas direções de rotação opostas.

<sup>2</sup>Dois rotores colocados horizontalmente um em frente ao outro, com direções de rotação opostas.

constante evolução e, mais tarde ou mais cedo, iremos assistir à obtenção de razões de volume/energia iguais ou superiores aos existentes atualmente para outras fontes de energia não sustentáveis.

## 2.2 Análise de Mercado

Para uma melhor percepção do aspeto visual da aeronave modelo alvo de construção nesta tese, a fim de facilitar a sua comparação durante a análise de mercado, a figura 2.1 representa o modelo 1 por 10 que serve de base para a modelação e respetiva construção do modelo 1 por 15 aqui abordado. Através da figura 2.1 é possível observar a configuração STOL que o protótipo irá assumir. Verifica-se a presença de quatro motores elétricos no bordo de ataque da asa voadora posicionados na horizontal para o modo STOL. Quanto à empenagem traseira da aeronave representada, esta corresponde a uma cauda em "U" invertido, conectada à asa principal através de dois *booms* centrais. Adicionalmente, na figura 2.1 consta uma configuração sugerida pelo consórcio do projeto *Flexcraft* como proposta à integração da capacidade VTOL. É possível observar a presença de mais quatro motores no bordo de fuga da asa principal alinhados na vertical, perfazendo um total de oito motores elétricos, sendo que os quatro frontais serão capazes de realizar rotação para transição de voo pairado para voo cruzeiro. Dito isto, a aeronave modelo desta dissertação visa cumprir com as configurações da figura 2.1 por forma a obter as duas capacidades STOL e VTOL com apenas uma plataforma voadora.

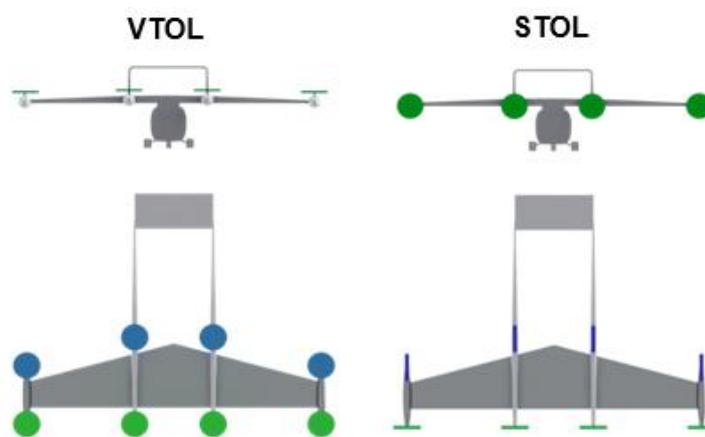


Figura 2.1: Configurações STOL e VTOL da aeronave *Flexcraft* [17].

Após uma breve explicação introdutória alusiva à configuração e aos requisitos da aeronave produto deste projeto, segue-se uma análise de mercado de aeronaves elétricas geometricamente semelhantes. Na tentativa de compreender e comparar as diferentes configurações existentes e as suas especificações técnicas será apresentada uma lista de aeronaves de interesse que apresentem uma ou mais das seguintes características relevantes: envergadura próxima de 1 m de comprimento; MTOW (do inglês *Maximum Take-Off Weight*) próximo de 2 e 3 kg; oito ou quatro motores distribuídos ao longo da asa; rotação dos motores frontais; configuração geométrica semelhante com asa fixa e cauda em "U" invertido; capacidade modular; propulsão elétrica; flexibilidade de transporte e montagem; entre outros.

**Airbus A<sup>3</sup> Vahana** [18] [19]. Concebida para operar em ambiente urbano, esta aeronave elétrica é capaz de realizar aterragens e descolagens verticais através de oito motores. Face às características técnicas, esta exibe uma envergadura igual a 6.25 m, um peso máximo à descolagem de 815 kg e uma capacidade de carga de 90 ou 200 kg consoante a versão. Quanto à sua performance, esta aeronave apresenta um alcance entre os 50 e 100 km, uma velocidade de cruzeiro de 200 km/h e uma altitude de cruzeiro entre os 1500 e 3000 m.

**ALTI Ascend** [20]. Comercializada para realização de diferentes missões de fotografia aérea e mapeamento do solo, esta aeronave apresenta uma asa fixa com um total de 5 motores e uma cauda em “U” invertido capaz de realizar descolagem e aterragem vertical através de uma propulsão híbrida. Este aparelho apresenta uma envergadura de 2 m, um peso máximo à descolagem de 10 kg e uma capacidade de carga de 500 g. A mesma é capaz de realizar voos até 6 horas de duração com um alcance máximo de 450 km, podendo atingir velocidades máximas de 75 km/h.

**Dronee Plane v2.0** [21]. Destinada para missões de fotografia aérea, reconhecimento e análise de superfície de terreno e vigilância aérea, este VANT de pequenas dimensões apresenta grande flexibilidade através da sua fácil montagem e transporte. Como especificações técnicas, esta aeronave elétrica tem uma envergadura de 90 cm, um peso total de 650 g e capacidade para transportar uma carga de dimensões 40 × 40 × 20 cm, num peso compreendido entre 200 g e 350 g. Face às características de voo, este aparelho tem uma autonomia de 55 minutos, um alcance de 5 km e uma velocidade cruzeiro de 12 m/s, ideal para obter uma boa qualidade de imagem.

**Kitty Hawk Cora** [22] [23]. Capacitada de uma propulsão totalmente elétrica através de doze motores alinhados horizontalmente à frente e atrás da asa fixa principal, esta aeronave visa realizar táxi aéreo de dois passageiros com o auxílio da capacidade VTOL. Dispõe de uma envergadura igual a 11 m e uma capacidade de carga de 181 kg. Com uma velocidade cruzeiro de 180 km/h e uma autonomia de 19 minutos.

**Opener BlackFly v3** [24] [25]. Com propulsão totalmente elétrica através de 8 motores distribuídos ao longo das duas asas rotativas, esta aeronave é capaz de realizar voo VTOL para ser operado como PAV (do inglês *Personal Aerial Vehicle*). Esta apresenta uma envergadura de 4.1 m e um peso máximo à descolagem de 255.4 kg, dos quais 113.4 kg correspondem à capacidade de carga a transportar. Em termos de performance, este aparelho exibe um intervalo de autonomia compreendido entre os 35 minutos e as 7.4 horas conforme a motorização. Adicionalmente, esta aeronave tem uma velocidade de cruzeiro igual a 128.75 km/h e um alcance próximo de 65 km.

**Trinity F9 da Quantum Systems** [26]. Aeronave totalmente elétrica capaz de realizar VTOL através da rotação dos seus dois motores frontais. Com aplicação incidente na área industrial, agricultura, exploração florestal e apoio na extração mineira, este aparelho é facilmente desmontado e transportado permitindo uma grande flexibilidade na sua utilização. Esta possui uma envergadura de 2.4 m e um peso máximo à descolagem de 4.5 kg com 550 g de capacidade de carga. Revela um alcance de 70 km, uma autonomia de 1 hora e uma velocidade de cruzeiro de 61.2 km/h.

Para uma melhor perceção visual das aeronaves analisadas, consultar a figura A.1 do anexo A. Como demonstrado ao longo da análise de mercado efetuada, não existe de facto nenhuma aéro-

nave que apresente todas as características técnicas inicialmente definidas para este protótipo em simultâneo. Face às suas reduzidas dimensões, propulsão elétrica distribuída em oito motores numa asa fixa, peso reduzido, capacidade VTOL com a rotação de quatro desses motores, flexibilidade de transporte, capacidade de modularidade da carga a transportar, todos estes fatores em simultâneo numa aeronave revelam uma configuração por si só inovadora e ousada.

## 2.3 Conceito de Modularidade na Aviação

Dentro da categoria de veículos aéreos não tripulados reconfiguráveis podemos encontrar diferentes conceitos de destaque, nomeadamente os híbridos, adaptativos (*morphings*, em inglês) e modulares. Os VANT híbridos são caracterizados pela capacidade de realizar um duplo envelope de voo, adquirindo as vantagens tanto de voo convencional proporcionado por aeronaves de asa fixa como de voo pairado e VTOL, à semelhança dos helicópteros. Por outro lado, os VANT adaptativos, tal como o nome indica, são capazes de alterar a sua forma geométrica em prol de benefícios para a sua performance de voo. Existem alterações geométricas variadas, nomeadamente a capacidade de geometria variável das asas para regular a sustentação gerada, a utilização da tecnologia APA (do inglês *Amplified Piezoelectric Actuators*) capaz de medir e atenuar as vibrações causadas pela rotação das pás do rotor para elevadas RPM (rotações por minuto), a extensão das pás do rotor através da força centrífuga com o aumento das RPM do veio à passagem de configuração STOL para VTOL por forma a aumentar a sustentação criada, entre outras [17]. Assim, estas aeronaves acarretam várias vantagens tais como a redução de ruído gerado, melhoria da eficiência de consumo energético, acréscimo na qualidade de transporte, aumento da segurança, acrescida manobrabilidade e versatilidade extensível. Por fim, relacionado com a possibilidade de alternar o tipo de módulo de carga consoante o género de missão, as aeronaves modulares apresentam convertibilidade para vários objetivos de modo a maximizar o seu potencial de utilização [17].

O módulo de carga, tanto de passageiros como de mercadorias, é tipicamente transportado no interior da fuselagem e, em alguns casos, este pode ser acoplado no seu exterior ou fixado externamente na asa. A grande maioria das aeronaves são concebidas para realizar um tipo de missão, tal como o transporte de passageiros, o transporte de carga/mercadorias ou realizar missões militares de carácter especial. Em outros casos especiais, a aeronave é concebida para realizar um leque alargado de missões. Destacam-se assim duas possibilidades de modularidade: uma aeronave de carga capaz de ter o seu interior remodelado expeditamente para o tipo de missão com a recolha dos bancos dos passageiros para colocação de contentores de carga/mercadorias ou uma aeronave com vagens externas acopladas ao exterior da estrutura. Para o projeto *Flexcraft* foram propostas as seguintes soluções com um crescente nível de modularidade: fuselagem reconfigurável; voo dependente com o sistema sustentador e fuselagem desacopláveis; voo independente com o sistema sustentador independente da fuselagem; voo independente com sistema sustentador independente da fuselagem e capaz de interagir com outros meios de transporte [17]. Para o RPV desta tese, optou-se pela solução de voo independente com o sistema sustentador independente da fuselagem, possibilitando assim um tipo de

modularidade elevada.

No que diz respeito aos principais problemas provenientes deste conceito, destaca-se a necessidade de conceber uma aeronave com uma certa configuração que preencha os requisitos de alta flexibilidade no que toca ao transporte especializado de diversos tipos de carga e, simultaneamente, que assuma uma elevada eficiência de operação. Esta dualidade prende-se com o facto da instalação de um ou mais módulos de carga removíveis necessitar de estruturas (*instrumentation ports* ou *external support pylons*) para a fixação dos mesmos na aeronave. Estas estruturas, a fim de reduzir os custos de produção e o tempo requerido para a conversão da configuração, devem ser tidas como permanentes, fator que implica a diminuição da eficiência de voo da aeronave. Esta redução de eficiência pode ou não ser aceitável consoante a rigurosidade da missão a realizar. Outro fator que requer especial atenção é a necessidade de assegurar a relação constante entre o centro de massa (CM) e o ponto neutro (PN) ao longo das várias missões e aplicações a fim de assegurar características de controlo de voo aceitáveis. Esta relação deve ser estabelecida para uma grande variedade de módulos de carga possíveis de acoplar. É necessário que o centro de massa se encontre mais próximo do bordo de ataque que o ponto neutro. Assim deve ser tida em conta uma relação entre o centro de massa e o ponto neutro ajustável face às várias cargas e alterações que possam ocorrer durante as variadas missões [17].

Existem 4 técnicas para estabelecer e manter a relação entre o CM e o PN [13] [17]:

- **1** – Numa fase de projeto, a modelação da aeronave deve resultar numa configuração cuja estrutura da mesma apresente valores de CM e PN próximos, de forma a que a alocação do módulo de carga represente uma baixa influência na alteração desta relação.
- **2** – Colocação da zona de acoplagem da vagem na zona do CM por forma a que as alterações de massa resultantes da alteração do módulo não contribuam para o desfazer da relação do CM e PN.
- **3** – Possível inclusão de *canards* na estrutura da aeronave, o mais próximo possível do nariz da aeronave, com o intuito de movimentar o PN para o bordo de ataque mais do que o CM é deslocado. Ou recorrer à alteração das asas e/ou *canards* (extensão ou encurtamento) com a necessidade de conjugar a alteração do CM e, em simultâneo, do PN até se obter o resultado pretendido.
- **4** – Alteração do centro de massa da aeronave com a alocação de determinados componentes ou inserção de novos (lastro).

Seguem-se algumas das tecnologias de capacitação empregues neste tipo de aeronaves, permitindo a acoplação do módulo de carga de forma expedita, segura e numa menor distância possível [17]: descolagem e aterragem magnéticas [27] [28]; descolagem catapultada; aterragem de *touch and go*; manobra de aterragem em perda; entre outras metodologias recorrentes a catapultas, ganchos, carris ou gruas [29], por exemplo. Numa aeronave modular o mecanismo de acoplamento, responsável por conectar a asa e a fuselagem, requer uma seleção que dependerá da versatilidade que se pretenda atribuir à aeronave e das infra-estruturas existentes. Ou seja, caso este procedimento seja efetuado num

hangar ou num aeroporto o sistema de modularidade representará uma redução de peso estrutural na aeronave, porém implica uma menor versatilidade. Contrariamente, por forma a aumentar a versatilidade do processo de modularidade, esta ação deve ocorrer em pista com um mecanismo eficiente e rápido, implicando um aumento do peso estrutural da aeronave.

Vários são os exemplos, patenteados ou não, de aeronaves capacitadas de modularidade no seu extenso e diversificado espectro de aplicação. O conceito de carro voador modular *POPUP*, desenvolvido pelas empresas *Airbus* e *Italdesign*, é composto por três diferentes módulos: módulo terrestre, módulo aéreo e cápsula de passageiros. Este veículo autónomo e com capacidade VTOL possui um total de oito motores totalmente elétricos, com capacidade para dois passageiros, uma autonomia de 100 km em voo e 130 km em estrada, podendo atingir velocidades de 100 km/h em ambas as configurações [30]. Outro exemplo de modularidade é representado pelo conceito implementado pela empresa A<sup>3</sup> da *Airbus*, objetivando aumentar a flexibilidade e versatilidade do interior das aeronaves comerciais de carga e passageiros. Compreende um sistema de incorporação de diferentes módulos com finalidades distintas no interior de uma aeronave por intermédio de um mecanismo de forma expedita e eficiente [31].

Atualmente existem inúmeras patentes referentes ao conceito de modularidade no âmbito aeronáutico, quer seja para o interior ou exterior de uma aeronave [13] [17], porém apenas serão abordados exemplos de modularidade externa. *Martinez e Llamas*, em [29], foram responsáveis pelo patenteamento de uma aeronave modular que compreendia uma superfície sustentadora destacável da estrutura de transporte, sendo o acoplamento realizado no aeroporto por intermédio de uma grua ou um canal para o caso de asa alta ou baixa, respetivamente. De modo a facilitar a montagem e transporte, uma aeronave não tripulada foi concebida, segundo [29], em várias partes distintas que podem ser encaixadas de forma simples e dinâmica. *Zhao* foi responsável por apresentar um sistema modular para estruturas de uma aeronave que permite a alteração do tipo de asa através de acoplamento magnético [28]. Como último exemplo de modularidade, a *Boeing* apresentou uma aeronave do tipo *blended-wing-body*<sup>3</sup> de tamanho variável, possuindo um corpo fuselado que varia de dimensões consoante o número de passageiros, mantendo a dimensão das suas asas [32].

## 2.4 Processo de Design

O design de uma aeronave contempla seis das principais áreas da engenharia aeroespacial: aerodinâmica, propulsão, controlo, estruturas estabilidade e desempenho. Cada uma destas áreas envolve parâmetros que regem o tamanho, forma, peso e performance da aeronave. Numa fase inicial do processo de design aeronáutico objetiva-se o alcance de uma combinação ótima entre todos os parâmetros mencionados, porém tal perfeição é utópica pois a melhoria de uma propriedade pode levar à regressão de outra. Ou seja, estes parâmetros são definidos consoante o tipo de perfil de missão destinado para a aeronave. Após definida a natureza da missão a realizar podem ser especificados diversos elementos de performance: tipo e quantidade de carga a transportar; velocidades máxima e de cruzeiro; altitude

---

<sup>3</sup>Aeronave de asa fixa que não possui uma linha divisória clarividente entre as asas e a fuselagem.

normal de cruzeiro; alcance e raio de operação; autonomia de voo; distância necessária para decolar e para aterrizar com o peso máximo; preço de compra ou custos de fabricação; entre outros [33]. O processo de design de uma nova aeronave compreende três fases distintas: design conceptual, preliminar e detalhado. Durante as fases de construção, montagem e de operação podem surgir mais fases de design e de modificação para corrigir ou melhorar determinados detalhes imprevistos.

Começando pelo design conceptual, é nesta fase que se definem as questões básicas de configuração, dimensionamento, peso estrutural e performance. Face aos requisitos impostos, é necessário responder ao cumprimento dessas necessidades e averiguar se a solução proposta consegue satisfazê-las. Trata-se de um processo cíclico com a realização de diversos designs estruturais alvos de melhorias e alterações no que diz respeito aos principais componentes: dimensionamento das asas; peso; configuração da fuselagem; tipo de cauda; distribuição e dimensionamento do sistema propulsivo; estimativa do peso de combustível e/ou baterias necessário; distribuição dos vários componentes eletrônicos internos; entre outros [34]. Adicionalmente, através de relações teóricas, são estimados diferentes parâmetros de interesse, tais como: o peso máximo à decolagem; coeficientes aerodinâmicos; dimensionamento das superfícies de controlo; compatibilidade do sistema propulsivo com os vários componentes elétricos e fontes de energia; estabilidade estática e dinâmica; obtenção do envelope de voo característico e do *desing point*; entre outros [16] [35].

Quanto à fase seguinte, o design preliminar tem início após as maiores alterações conceptuais estarem finalizadas, procedendo-se ao refinamento do design inicial por forma a garantir o cumprimento dos vários requisitos de missão. A fase de design preliminar visa aumentar a credibilidade e confiança do design escolhido anteriormente através da realização de análises computacionais detalhadas. Esta fase inclui uma definição mais detalhada do sistema completo inclusive as suas múltiplas interfaces, especificação do sistema e interações aerodinâmicas da fuselagem, estrutura e asas. Deve ser realizado um modelo computacional 3D da aeronave completo e de todos os seus sistemas integrantes por forma a facilitar a compreensão e visualização de todo o *layout*, posicionamento dos vários componentes elétricos e de propulsão, mecanismos de montagem e desmontagem para manutenção e/ou substituição de peças/componentes e observação de interações e movimentos de determinadas partes da aeronave. É efetuada uma análise de elementos finitos para compreensão da integridade estrutural, bem como uma análise de mecânica de fluidos computacional por forma a redefinir a forma aerodinâmica da aeronave. Procede-se à realização do balanço de massas de forma detalhada para alcançar a estabilidade do modelo. Esta fase termina com a garantia de considerações de viabilidade acerca da construção, manutenção e operação da aeronave por forma a avaliar se existem alterações a realizar antes de se avançar para uma fase de construção [16] [34] [35].

Por fim, tratando-se de uma fase de entrada para o desenvolvimento à escala real da aeronave que levará à sua fabricação, no design detalhado é necessário realizar uma descrição e análise pormenorizadas de cada componente presente na aeronave, através de modelos computacionais 3D, desenhos geométricos ou especificações técnicas. O processo de montagem e de fabrico deve ser definido por forma a tornar o processo mais expedito, ou seja, a fase de design detalhado faz jus ao desenvolvimento de desenhos geométricos detalhados, instruções de manufatura e requisitos de materiais e componen-

tes para construção e montagem. Nesta etapa devem ser realizados ensaios experimentais em solo e de voo a fim de averiguar possíveis anomalias e, conseqüentemente, alterações a implementar. Adicionalmente, os ensaios experimentais realizados nesta fase visam validar os resultados obtidos teórica e computacionalmente nas fases anteriores de design conceptual e preliminar, respetivamente [16] [34] [35].

## 2.5 Materiais e Processos de Fabrico

Um dos objetivos iniciais da realização desta dissertação de mestrado consiste na construção de um VRP modular escalonado com recurso a materiais simples, de baixo custo e de fácil manuseamento e transformação. Tal como será abordado no sub-capítulo 4.1, os principais materiais constituintes desta aeronave são o poliestireno extrudido (XPS) e o polímero poliácido láctico, mais conhecido por PLA. Contudo, ao longo do desenvolvimento e construção desta aeronave-modelo surgiram diversos imprevistos estruturais que desencadearam a implementação de outros materiais. Nomeadamente a aplicação de fibra de carbono para reforço estrutural e a utilização de vigas de aço roscado e de carbono para correção da posição do centro de gravidade e reforço estrutural. Foram, também, utilizados alguns materiais de revestimento superficial e tratamento de cura, tal como o *OraStick* para revestimento das asas e partes móveis e de epóxi *3D smooth* para alisamento das superfícies dos componentes impressos em 3D, fator que será abordado em maior detalhe numa fase posterior deste trabalho.

“A função mais básica de uma estrutura aeronáutica é a de dar forma a uma aeronave desenhada para atender a uma determinada missão, assegurando através da sua geometria e dimensionamento a resistência estrutural e fiabilidade requeridas pelos carregamentos mecânicos, aerodinâmicos ou associados a determinada funcionalidade, durante qualquer fase de operação. As estruturas são assim genericamente responsáveis pela segurança de voo da aeronave, pela sua performance aerodinâmica e pelo transporte e/ou proteção de passageiros ou carga” (1º parágrafo, sub-capítulo 2.2 [14]). Ou seja, as estruturas de uma aeronave, pilotada ou não, ativas <sup>4</sup> ou passivas <sup>5</sup>, podem estar sujeitas a diferentes esforços tais como a torção, tração, compressão, flexão e/ou corte, implicando que os materiais que as constituem apresentem um processo de fabrico de notória qualidade. A qualidade do material está diretamente relacionada com o método de fabrico, processo de montagem e manutenção, fator de reciclagem e reutilização do material, resistência à corrosão e com o ciclo de vida do material [14]. Desta forma, abordando o principal tópico responsável pela qualidade do material, segue-se uma breve explicação do processo de fabrico dos principais materiais constituintes deste protótipo. Tratando-se de um capítulo teórico apenas será focada a parte de produção e fabrico do material, sem pormenorização de características físicas ou custos de aquisição.

Começando pelo poliestireno extrudido, mais conhecido por XPS, este provém de uma resina termoplástica polimerizada por adição do monómero designado por estireno. Dependendo do processo de produção, este monómero pode originar poliestireno expandido (EPS) ou extrudido (XPS) consoante a percentagem de células de ar presentes no interior das suas constituições. Ao contrário do que

<sup>4</sup>Estruturas responsáveis pelo controlo direcional e comportamento da aeronave.

<sup>5</sup>Estruturas responsáveis por transferir cargas, atuando como sistemas reforçadores e esqueletos internos que fornecem integridade estrutural à aeronave.

acontece com o EPS, na espuma XPS o processo de expansão da sua resina durante o fabrico ocorre de forma natural à pressão ambiente. O processo de fabrico é realizado através de duas linhas de extrusão consecutivas e conectadas, sendo que na primeira é adicionado butano para atuar como agente de expansão. Assim, após ocorrer a fusão dos grãos de poliestireno e a homogeneização do agente de expansão através de gotículas uniformemente dispersas, a massa fundida passa então para a segunda extrusora para ser submetida a um processo de arrefecimento sob pressão. À saída da extrusora ocorre a vaporização do agente de expansão conduzindo à solidificação e expansão da massa fundida até se obter o produto final [36]. Para além de ser reciclável, este material apresenta propriedades relevantes no que diz respeito à relação entre a resistência e o peso, apresentando por isso uma grande aplicação em áreas de construção civil, mecânica e aeroespacial.

O plástico PLA representa um polímero constituído por moléculas de ácido láctico de origem biológica e de fontes naturais e recicláveis. Ou seja, corresponde a um polímero promissor nas suas vastas aplicações face às suas propriedades químicas (processabilidade termoplástica e considerável rigidez) e biológicas (biocompatibilidade e biodegradabilidade). Aplicações essas que passam pelas áreas de aeroespacial, indústria alimentar, arquitetura, indústria automóvel, saúde, entre outras [37]. A manufatura aditiva, usualmente apelidada por impressão 3D, com o auxílio de programas computacionais, permite a criação de geometrias sólidas através de filamentos deste material segundo diferentes técnicas de impressão existentes com base num modelo digital. Das várias técnicas de manufatura existentes destaca-se o processo FDM (do inglês *Fused Deposition Modelling*) utilizado nesta tese, consistindo na extrusão de filamento de material plástico através de um bocal formando secções transversais camada sobre camada. O bocal encontra-se a uma temperatura ligeiramente superior ao ponto de fusão do material para que este flua facilmente. Após o arrefecimento natural do filamento depositado obtém-se o objeto pretendido [38]. Dito isto, a impressão tridimensional proporciona a personalização e desenvolvimento de produtos com configurações complexas sem que o seu custo de produção aumente exponencialmente [39], possibilita a redução de desperdícios de matéria-prima e a reciclagem da mesma [40] e, simultaneamente, permite a produção de pequenos lotes de forma económica e sem requerer elevado controlo humano [41].

Por último, a fibra de carbono de natureza anisotrópica consiste num material compósito cujas propriedades mecânicas variam consoante a direção considerada, ou seja, o comportamento transversal difere do longitudinal. Trata-se de uma fibra sintética formada maioritariamente a partir de poliácronitrila (PAN), derivada de produtos químicos tal como o propileno e amoníaco. Com percentagens de carbono entre os 80% e 95%, as fibras de carbono resultam inicialmente de um processo de polimerização, extensão e fiação até se obterem fibras individuais. Posteriormente, ocorre um processo de aquecimento e oxidação por forma a estabilizar as ligações moleculares a fim de submeter as fibras a um processo de carbonização numa atmosfera inerte. Após tratamento superficial e dimensionamento da epóxi obtém-se o produto final pronto para ser utilizado [42] [43] [44].

Tal como referido, existem outros materiais que foram utilizados durante a construção e desenvolvimento da aeronave descrita ao longo desta tese de mestrado, porém face à quantidade e importância estrutural desses materiais decidiu-se apenas abordar de forma detalhada os três anteriores.

## Capítulo 3

# Design Conceptual

Ao contrário do processo habitualmente tomado durante o design conceptual, neste projeto não existirá um processo cíclico de tentativa de obtenção de uma configuração dimensionada de tal forma que permita a realização idealizada da missão proposta. Tratando-se de um modelo que visa comprovar a aeronavegabilidade de uma aeronave de maior escala, não irão ocorrer quaisquer alterações no que diz respeito ao tipo de asas, dimensões (escalonadas), tipo de cauda, número de motores e as suas localizações, tipo de perfil das várias superfícies de sustentação da aeronave, existência de *canards*, número de trens de aterragem, certos parâmetros aerodinâmicos e de performance, entre outros. Haverá pois uma discussão no que toca ao tipo de propulsão utilizada, materiais das várias estruturas, configuração da fuselagem, peso estrutural máximo à descolagem, sistema elétrico e estimativa da energia elétrica necessária, compatibilidade do sistema elétrico com os restantes componentes aviônicos, propulsivos e de controlo, estimativa da autonomia prevista para a combinação elétrica escolhida, velocidade de cruzeiro aproximada, a distribuição dos vários componentes elétricos, aviônicos e cablagem, o tipo de trens de aterragem utilizados, o método de montagem e desmontagem das várias partes, velocidade de perda, o envelope de voo, entre outros parâmetros. Sendo o estudo da estabilidade um processo alvo de alterações constantes de forma cíclica, dependendo da distribuição dos vários componentes integrantes da aeronave, o mesmo será alocado para a posterior fase de design preliminar. Assim, após a obtenção de uma distribuição final dos vários componentes é que se procederá uma análise de estabilidade fiável a nível teórico e computacional.

### 3.1 Requisitos e Especificações do Modelo 1/15

Complementando a informação reportada no capítulo anterior, o veículo aéreo não tripulado alvo de construção no final desta dissertação de mestrado apresenta diversos requisitos, especificações e constrangimentos que visa cumprir. Tal como referido, o principal objetivo de construção deste VRP passa por comprovar a aeronavegabilidade dos modelos que lhe serviram de base em termos de escala para viabilização do conceito. Esta comprovação requer o desenvolvimento e construção de um modelo escalonado por forma a garantir um comportamento durante o perfil de missão similar ao definido para os modelos anteriores durante a realização de voos experimentais. Adicionalmente, o design deste modelo exige a definição dos limites do centro de gravidade da aeronave por forma a obter um valor de

margem estática dentro dos parâmetros aceitáveis, fator este que requer especial atenção e dificuldade de solução no que diz respeito a esta configuração, como será detalhado nos sub-capítulos 3.6 e 4.4. Além disso, a realização de voos experimentais com este modelo 1/15 visa testar antecipadamente a funcionalidade de diversos componentes aviônicos que integrarão o modelo 1/10, componentes estes que serão abordados no sub-capítulo 3.4.

Fazendo novamente referência à figura 2.1 presente no sub-capítulo 2.2, é possível observar a representação do modelo à escala 1 por 10 que serviu como ponto de partida para o desenvolvimento do produto desta dissertação no que toca à geometria a cumprir, ao escalonamento a aplicar às diferentes partes estruturais e componentes, à distribuição precisa do sistema de propulsão, configuração e localização das asas principais e da cauda, à posição e dimensão dos trens de aterragem e à localização da fuselagem na plataforma voadora. Adicionalmente à capacidade STOL realizada pelo modelo 1/10 com a configuração enunciada, o modelo 1/15 deve ser desenvolvido por forma adquirir capacidade VTOL. A aptidão modular da fuselagem é, também, outro dos requisitos a cumprir com este aparelho voador, permitindo realizar voo com ou sem a fuselagem acoplada. A utilização de propulsão elétrica, materiais recicláveis e alta flexibilidade de manuseamento e montagem são outros dos requisitos impostos para a construção deste VANT.

No que diz respeito às especificações técnicas e aos requisitos estruturais do modelo 1/15, este capítulo 3 visa detalhar as várias áreas de interesse da mesma aeronave, nomeadamente o dimensionamento das partes estruturais ou componentes, a seleção da instrumentação, as características aerodinâmicas relacionadas com as asas principais e as asas da empenagem traseira, a estabilidade, as propriedades de performance de voo do modelo, entre outras. Quanto ao peso e quantidade de baterias a utilizar, autonomia de voo, potência propulsiva nas várias fases do perfil de missão, diâmetro das hélices, velocidade de perda e de cruzeiro, custo de produção e de missão, estes parâmetros serão analisados durante este capítulo.

## 3.2 Dimensionamento Inicial

Tal como especificado anteriormente, o design estrutural desta aeronave não tripulada resultou de um processo de aplicação de um fator de escala de 1/15 à geometria externa de uma aeronave-conceito abordada no sub-capítulo 1.2. No que diz respeito ao peso máximo à descolagem, este parâmetro não resultou de um escalonamento pois a alteração da dimensão estrutural externa implica a utilização de diferentes componentes elétricos e de propulsão e, conseqüentemente, requer um arranjo interno diferente do original. Ou seja, relativamente à massa deste VRP não foi aplicado um escalonamento direto de modo a possibilitar uma maior liberdade para alcançar um centro de gravidade que permita uma adequada margem estática. Tal como referido no capítulo anterior, o peso máximo à descolagem deste VANT de testes foi previsto para um intervalo entre os 2 e os 3 kg.

Com base no CAD (do inglês, *Computer Aided Design*) tridimensional do modelo à escala 1 por 10 da aeronave *Flexcraft*, através do programa computacional *Siemens NX 12.0.1*<sup>®</sup>, foi possível retirar as várias medições relevantes da geometria exterior do modelo por forma a aplicar o fator de escala

e, conseqüentemente, obter as dimensões estruturais corretas para o modelo 1 por 15. O *Siemens NX 12.0.1*<sup>©</sup> consiste num programa computacional destinado a solucionar problemas de design, engenharia e manufatura de forma rápida e eficaz. Compreende várias ferramentas computacionais, tais como o CAD e o CAM (do inglês, *Computer-Aided Manufacturing*) que permitem o desenvolvimento e a modelação geométrica desde peças individuais simples e estáticas a *assemblies*<sup>1</sup> complexos com dependências dinâmicas entre os vários componentes. Adicionalmente, o programa *Siemens NX 12.0*<sup>©</sup> inclui a ferramenta *Nastran* que permite realizar a análise de soluções estáticas ou dinâmicas através do Método de Elementos Finitos, bem como a realização de simulações com a aplicação de constrangimentos e cargas ao modelo [45]. Dito isto, seguem-se as principais dimensões gerais da aeronave 1/15 que se visa construir, obtidas por escalonamento direto do modelo 1/10 representado na figura 3.1:

- Largura máxima igual a 1 m de comprimento, correspondendo à envergadura neste caso;
- Comprimento total de 70 cm, aproximadamente;
- Altura total de 30 cm, aproximadamente.



Figura 3.1: Modelo CAD da versão escalonada 1 por 10 da aeronave *Flexcraft* [46].

Quanto à fuselagem, visível na figura 3.1, segue-se uma tabela de propriedades geométricas referentes à aeronave *Flexcraft* original e a respetiva aplicação do fator de escala igual a 1/15 [46]. Adicionalmente, na figura 3.2, é possível observar a forma aerodinâmica do tipo *Sears-Haack* atribuída à fuselagem desta aeronave.

	Original	Modelo 1/15
Comprimento [ m ]	6.2	0.413
Diâmetro máximo [ m ]	1.6	0.107
<i>Fineness Ratio</i> [ - ]	0.26	0.26
Ângulo <i>Overnose</i> [ ° ]	10.6	10.6
Ângulo <i>Overside</i> [ ° ]	35.0	35.0

Tabela 3.1: Escalonamento das dimensões geométricas da fuselagem [46].

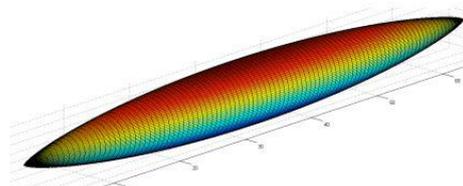


Figura 3.2: Fuselagem do tipo *Sears-Haack* [47].

Face aos trens de aterragem deste conceito de aeronave, a mesma apresenta um total de quatro unidades, duas próximas do nariz e duas na empennagem traseira, tal como se pode constatar através da figura 3.1. Após aplicação do fator de escala 10/15 ao modelo 1 por 10 do *Flexcraft* obtém-se as dimensões representadas na tabela 3.2 para o modelo 1 por 15 alvo de construção nesta dissertação.

<sup>1</sup> Conjuntos de peças tridimensionais em CAD.

	Trens Dianteiros		Trens Traseiros	
	Modelo 1/10	Modelo 1/15	Modelo 1/10	Modelo 1/15
Altura total [ mm ]	345.0	230.0	190.5	127.0
Diâmetro médio [ mm ]	16.2	10.8	11.3	7.5
Diâmetro da roda [ mm ]	115.5	77.0	61.5	41.0

Tabela 3.2: Escalonamento das dimensões dos trens de aterragem [46].

Adicionalmente, através de informação presente nos relatórios técnicos desenvolvidos ao longo do projeto, retiraram-se alguns parâmetros da aeronave original relacionados com as dimensões alares, tais como a superfície alar, corda da raiz ou da ponta da asa, envergadura, diedro, alongamento, corda aerodinâmica média, afilamento e ângulo de flecha. Após aplicação do fator de escala 1/15, segue-se a tabela 3.3 onde é possível observar as várias características dimensionais alusivas às superfícies sustentadoras, nomeadamente da asa principal, estabilizador horizontal e estabilizadores verticais da empennagem traseira [13] [17].

	Asa Principal		Est. Horizontal		Est. Vertical (x2)	
	Original	Modelo 1/15	Original	Modelo 1/15	Original	Modelo 1/15
Superfície Alar $S$ [ m <sup>2</sup> ]	35.8	0.159	7.44	0.033	2.28	0.010
Envergadura $b$ [ m ]	15.0	1.0	4.0	0.267	2.0	0.133
Alongamento $AR$ [ - ]	6.3	6.280	2.15	2.160	1.76	1.770
Diedro $\Gamma$ [ ° ]	1.0	1.0	0	0	0	0
Ângulo de flecha $\Lambda$ [ ° ]	0	0	0	0	35.0	35.0
Corda da raiz [ m ]	3.41	0.227	1.86	0.124	1.14	0.076
Corda da ponta [ m ]	1.36	0.091	1.86	0.124	1.14	0.076
Afilamento $\lambda$ [ - ]	0.4	0.4	1.0	1.0	1.0	1.0

Tabela 3.3: Escalonamento das dimensões das superfícies de sustentação [13] [17].

Para além dos parâmetros dimensionais referidos na tabela 3.3, é importante enunciar o valor da corda média aerodinâmica que, para o modelo original do *Flexcraft*, equivale a 2.52 m [13] [46]. Aplicando o fator de escala igual a 1/15, obtém-se o valor de 0.168 m para a corda média aerodinâmica prevista para o VANT deste projeto. O valor da corda média pode ser obtido pela equação 3.1. Da tabela 3.3, o parâmetro do alongamento, comumente representado por  $AR$  (do termo inglês, *aspect ratio*), é calculado pela divisão do quadrado da envergadura sobre a superfície alar da asa (equação 3.2), desempenhando uma influência direta na performance e estabilidade da aeronave. Quanto ao diedro da aeronave, fator simbolizado por  $\Gamma$ , este representa o ângulo de inclinação da asa em relação ao plano horizontal, podendo este ser positivo ou negativo consoante o perfil de missão de uma aeronave. Representado por  $\Lambda$ , o conceito de flecha corresponde ao ângulo formado pela linha de bordo de ataque da asa em relação ao eixo central da aeronave, influenciando o desempenho aerodinâmico através da redução de velocidade efetiva na asa. Por fim, o afilamento de uma asa,  $\lambda$ , obtém-se pela razão entre a corda da ponta e a corda da raiz da asa (equação 3.3), tendo sido definido de modo a que o formato da asa se aproxime do carregamento aerodinâmico elíptico e com isso minimize a resistência aerodinâmica induzida.

$$MAC = \frac{2}{3} c_{raiz} \left( \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \quad (3.1)$$

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3.2)$$

$$\lambda = \frac{c_{ponta}}{c_{raiz}} \quad (3.3)$$

Para finalizar este tópico de dimensionamento inicial, segue-se uma abordagem dos dispositivos de

controle e hypersustentadores presentes neste conceito modular. Tal como ilustrado na figura 3.3, a aeronave *Flexcraft* possui um total de sete superfícies móveis ao longo das suas superfícies alares, nomeadamente dois *flaps* (1 a), a cor azul), dois *flaperons*<sup>2</sup> (2 a), a cor verde), dois *rudders*, ou lemes de direção (3 b), a cor vermelha) e um *elevator*, ou leme de profundidade (4 a), a cor amarela). Adicionalmente, na tabela 3.4, estão representados alguns parâmetros relacionados com os dispositivos móveis das superfícies de controlo e hypersustentadoras, nomeadamente os ângulos de deflexão nas fases de aterragem, descolagem ou manobras e a percentagem de área alar e de corda ocupada [46]. Estes parâmetros foram estabelecidos para a aeronave original, porém tratando-se de valores percentuais e de ângulos, os mesmos aplicam-se ao modelo 1 por 15 sem necessidade de escalonamento.

	Flaps	Flaperons	Rudders	Elevator
Área alar ocupada [ % ]	23.0	32.0	44.5	12.5
Corda alar ocupada [ % ]	25.0	25.0	35.0	38.0
Deflexão máx. na aterragem [ ° ]	40.0	40.0	30.0*	30.0*
Deflexão máx. na descolagem [ ° ]	35.0	35.0	30.0*	30.0*

Tabela 3.4: Características dos dispositivos hypersustentadores (\*deflexão máxima em manobras) [46].

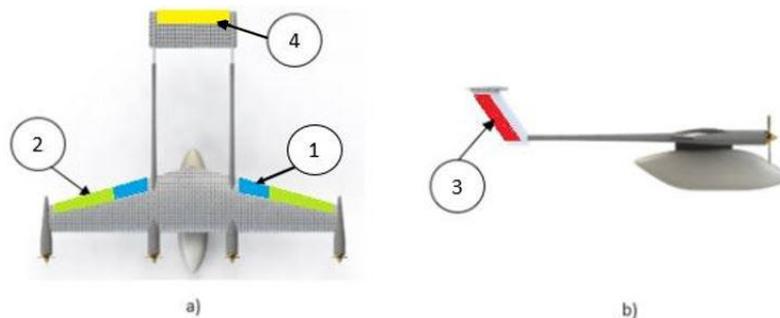


Figura 3.3: Superfícies de controlo: a) Vista de topo: 1-*flaps*, 2-*flaperons* e 4-*elevator*; b) Vista lateral: 3-*rudder* [46].

A distância ótima entre os centros aerodinâmicos do estabilizador horizontal e da asa principal, representado por  $L_{HT}$ , para a aeronave original do *Flexcraft* foi estabelecida como 9.3 m [46]. Aplicando o fator de escala de 1 por 15, obtém-se um valor de 0.62 m. Por forma a certificar o valor obtido por escalonamento realizou-se o cálculo teórico desta variável, através da expressão 3.4, conferindo um resultado de 0.614 m. Na equação 3.4, a variável  $D_{fuse,max}$  corresponde ao diâmetro máximo da fuselagem, retirado da tabela 3.1, e a variável  $C_{HT}$  representa o coeficiente de volume do estabilizador horizontal (definido com base em dados históricos em 0.76 [46]).

$$L_{HT} = 1.25 \sqrt{\frac{4 \cdot MAC \cdot S \cdot C_{HT}}{\pi D_{fuse,max}}} \quad (3.4)$$

### 3.3 Aerodinâmica

Após a obtenção das anteriores dimensões escalonadas, esta secção centra-se no estudo e análise das propriedades aerodinâmicas com foco nas superfícies alares desta aeronave mas, também, na fuselagem e nos trens de aterragem. A compreensão prévia destas características aerodinâmicas é

<sup>2</sup>Superfície móvel de controlo de voo que combina ambas as funções de *flap* e de *aileron*.

fundamental para a obtenção de uma estimativa das limitações e capacidades de operação no vasto espectro de missão deste modelo. Propriedades estas que passam pelo coeficiente de sustentação máximo (em cruzeiro ou na descolagem), coeficiente de resistência aerodinâmica máxima (em cruzeiro ou na descolagem), razão entre os dois coeficientes mencionados, coeficiente de momento, entre outras.

Começando pelas superfícies alares desta aeronave, escalonadas na tabela 3.3, segue-se uma nova tabela 3.5 onde constam os diferentes perfis alares NACA de cada uma das asas, previamente selecionados para a aeronave original. O perfil alar da asa principal foi escolhido devido à sua espessura máxima de 15% da corda que permite a alocação de componentes no seu interior [17]. Para os estabilizadores da empenagem traseira foram escolhidos perfis alares típicos da categoria de Aviação Geral [34] [17]. Os respetivos perfis alares de cada uma das superfícies alares da aeronave em questão encontram-se representados nas figuras 3.4 a 3.6.

Asa	Perfil
Principal	NACA 64A415 (Fig. 3.4)
Est. Horizontal	NACA 0009 (Fig. 3.5)
Est. Vertical	NACA 0012 (Fig. 3.6)

Tabela 3.5: Denominações NACA dos vários perfis alares da aeronave Flexcraft.

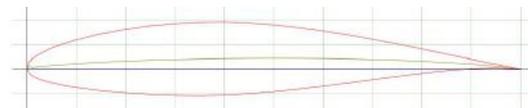


Figura 3.4: Perfil NACA 64-A415 da asa principal [48].

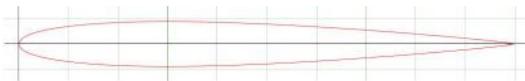


Figura 3.5: Perfil NACA 0009 do estabilizador horizontal [48].

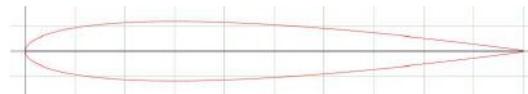


Figura 3.6: Perfil NACA 0012 dos estabilizadores verticais [48].

Através do programa computacional *XFLR5*<sup>©</sup> foi possível modelar uma representação tridimensional das diferentes superfícies alares mencionadas na tabela 3.5 com as respetivas dimensões do modelo 1/15 e, sucessivamente, obter diversas propriedades aerodinâmicas relevantes, considerando asas finitas e infinitas. Na tabela 3.6 constam os resultados aerodinâmicos obtidos para os vários perfis assumindo asas infinitas. Para este estudo de asa infinita, foi considerado um intervalo de número de *Reynolds* entre os 50000 e os 400000 com incrementos de 25000, um valor de *Mach* nulo para uma simulação de escoamento incompressível, um intervalo de ângulo de ataque entre os  $-5^\circ$  e os  $15^\circ$  com incrementos de  $0.5^\circ$  e um  $N_{crit}$  igual a 9, valor típico utilizado no método  $e^N$  de previsão de transição da camada limite [46] [48] [49]. Por forma a analisar os vários gráficos mencionados para cada perfil alar foi necessário estimar valores de número de *Reynolds* através da equação  $Re = (v \cdot l) / \nu$  para as variáveis presentes na tabela 3.7. A variável  $v$  representa a velocidade de deslocamento da aeronave,  $l$  corresponde ao comprimento característico do perfil (nesta situação será a corda do mesmo) e  $\nu$  diz respeito à viscosidade cinemática do fluido (neste caso será o ar a uma temperatura de  $20^\circ\text{C}$ , equivalente a  $1.5111 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ ). Nesta mesma tabela 3.7, o intervalo de valores de velocidade foi assumido para um espectro de operação entre uma velocidade de perda estimada de 10 m/s e uma velocidade de cruzeiro aproximada em 25 m/s.

	NACA 64-A415	NACA 0009	NACA 0012
$C_{l_{max}}$	1.182 ( $\alpha = 11.0^\circ$ )	1.006 ( $\alpha = 10.0^\circ$ )	1.206 ( $\alpha = 14.0^\circ$ )
$C_{d0}$	0.008 ( $\alpha = 0^\circ$ )	0.012 ( $\alpha = 0^\circ$ )	0.006 ( $\alpha = 0^\circ$ )
$(C_l/C_d)_{max}$	68.006 ( $\alpha = 4.5^\circ$ )	52.450 ( $\alpha = 5.0^\circ$ )	60.086 ( $\alpha = 7.5^\circ$ )
$C_{m_{max}}$	0.012 ( $\alpha = 12.5^\circ$ )	0.023 ( $\alpha = 11.0^\circ$ )	0.030 ( $\alpha = 14.0^\circ$ )

Tabela 3.6: Coeficientes aerodinâmicos dos perfis alares da aeronave *Flexcraft*.

Velocidade [m/s]	10.0	15.0	20.0	25.0
Nº de <i>Reynolds</i> [-]	150222	225333	300443	375554

Tabela 3.7: Números de *Reynolds* obtidos para as várias velocidades de operação estimadas.

Após a análise dos perfis alares de forma genérica e individual, assumindo asa infinita, segue-se uma pormenorização das dimensões e posições integradas das várias asas da aeronave 1/15 por forma a obter os valores aerodinâmicos do conjunto de asas na configuração geométrica do *Flexcraft*, presentes na figura 3.7 e na tabela 3.8. Para a obtenção destes resultados foi atribuída uma massa de 3 kg à aeronave como estimativa inicial, um ângulo de ataque compreendido entre os  $-5^\circ$  e os  $15^\circ$  e uma velocidade variável por definição do programa *XFLR5*<sup>©</sup>.

$C_{L_{max}}$	$C_{D_{max}}$	$(C_L/C_D)_{max}$
1.437 ( $\alpha = 15^\circ$ )	0.106 ( $\alpha = 15^\circ$ )	13.557 ( $\alpha = 15^\circ$ )
$C_{L(\alpha=0^\circ)}$	$C_{D(\alpha=0^\circ)}$	$(C_L/C_D)_{(\alpha=0^\circ)}$
0.212	0.004	53.0

Tabela 3.8: Coeficientes aerodinâmicos aproximados do modelo 1/15 sem superfícies de controlo.

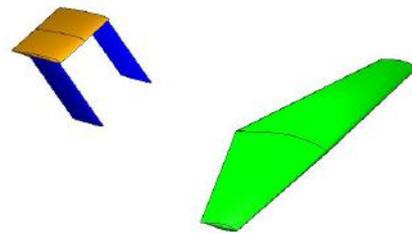


Figura 3.7: Representação tridimensional do conjunto de asas da aeronave *Flexcraft* sem superfícies de controlo [49].

Por forma a obter valores mais próximos dos reais para o comportamento aerodinâmico desta aeronave, através do programa *XFLR5*<sup>©</sup>, implementaram-se superfícies móveis por forma a simular a presença de *flaps* e *flaperons* nas asas principais. O ângulo de *flaps* e *flaperons* imposto foi de  $35^\circ$ , simulando um situação de descolagem, e ocupando uma corda alar de 25%, tal como especificado na tabela 3.4. Desta forma, com a nova configuração presente na figura 3.8, foi possível obter novas constantes aerodinâmicas para uma situação de subida ou descolagem, presentes na tabela 3.9.

$C_{L_{max}}$	$C_{D_{max}}$	$(C_L/C_D)_{max}$
2.235 ( $\alpha = 15^\circ$ )	0.221 ( $\alpha = 15^\circ$ )	17.118 ( $\alpha = -5^\circ$ )
$C_{L(\alpha=0^\circ)}$	$C_{D(\alpha=0^\circ)}$	$(C_L/C_D)_{(\alpha=0^\circ)}$
1.079	0.065	16.707

Tabela 3.9: Coeficientes aerodinâmicos aproximados do modelo 1/15 com superfícies de controlo.

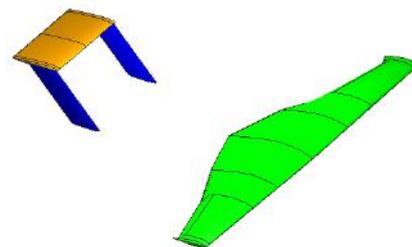


Figura 3.8: Representação tridimensional do conjunto de asas da aeronave *Flexcraft* com superfícies de controlo [49].

De forma complementar, no anexo B é possível observar os respectivos gráficos desta análise aerodinâmica para as situações de superfícies de controlo impostas ou ausentes. Os resultados obtidos afastam-se dos valores reais devido à inexistência de fuselagem, trens de aterragem e das carenagens centrais e das pontas das asas por motivos de complexidade de modelação e não recomendação do programa *XFLR5*<sup>®</sup>. Tal como foi efetuado, o programa *XFLR5*<sup>®</sup> permite a realização de análises bidimensionais de perfis alares ou análises tridimensionais de asas finitas que podem ser realizadas por diferentes metodologias, nomeadamente a Teoria da Linha Sustentadora (LLT - *Lifting Line Theory*), o Método de Painéis 3D ou o Método de Malha de Vórtices (VLM - *Vortex Lattice Method*) [49]. Tendo em conta que o Método de Painéis 3D apenas permite a análise de uma só asa e o método LLT não produz resultados precisos para determinadas configurações de asa, optou-se por utilizar o método VLM para os estudos efetuados nos parágrafos anteriores. Adicionalmente, por defeito do programa, não é aconselhável a realização de análises viscosas para o método escolhido, introduzindo desvios na exatidão dos resultados obtidos. Por maior que seja o detalhe e a preocupação durante a construção de um aeromodelo, as suas superfícies de sustentação apresentam imperfeições que podem induzir valores reais diferentes dos obtidos computacionalmente para condições superficiais perfeitas.

Analizadas as várias superfícies de sustentação da aeronave-modelo 1 por 15, segue-se um breve estudo sobre os fatores aerodinâmicos associados à fuselagem e ao trem de aterragem. Face à fuselagem, na tabela 3.10 constam dois valores do coeficiente de resistência aerodinâmica para as condições de STOL e de VTOL da aeronave original [46]. Espera-se que os valores destes coeficientes apresentem uma ordem de grandeza superior para o modelo 1 por 15 devido às dimensões reduzidas quando comparadas com a aeronave original, porém não foram obtidos quaisquer valores para este modelo 1/15. Quanto aos trens de aterragem, a expressão 3.5 permite obter uma estimativa aproximada do valor do coeficiente de resistência aerodinâmica causada pela presença dos mesmos. A incógnita  $A_{ta}$  corresponde à área frontal do trem de aterragem obtida com as dimensões dos trens de aterragem da tabela 3.2. Por outro lado, a variável  $S$  diz respeito à superfície alar e o valor de MTOW foi arbitrado como 3 kg. O valor obtido encontra-se explícito na tabela 3.10. Para um trem complexo o seu peso deve corresponder a 4% do peso médio à descolagem da aeronave, aproximadamente [46].

$$C_{D_{0ta}} = 3.23\sqrt{MTOW} \frac{A_{ta}}{S} \quad (3.5)$$

Fuselagem (Original)		Trens de Aterragem (Modelo 1/15)			
$C_{D_0}$ (STOL)	$C_{D_0}$ (VTOL)	MTOW [ kg ]	$A_{ta}$ [ m <sup>2</sup> ]	$S$ [ m <sup>2</sup> ]	$C_{D_{0ta}}$
0.005	0.0035	3.0	0.002484	0.159	0.0874

Tabela 3.10: Coeficientes aerodinâmicos da fuselagem e dos trens de aterragem da aeronave *Flexcraft* [46].

### 3.4 Instrumentação

Para o funcionamento de um modelo VRP é necessária a integração de vários instrumentos responsáveis por diferentes tarefas em voo, nomeadamente no que diz respeito à propulsão, controlo e performance, telemetria e suporte estrutural. No conjunto de instrumentos responsáveis pela propulsão

de um VANT destacam-se os motores, elétricos ou não, as hélices e os ESC (do inglês, *Electronic Speed Controller*). Tratando-se de um sistema propulsivo totalmente elétrico, neste modelo do *Flexcraft* é necessária a integração de uma ou mais baterias por forma a garantir o fornecimento de energia. A tarefa de controlo de uma aeronave não tripulada de reduzidas dimensões requer a existência de atuadores responsáveis por alterar a posição das partes móveis sustentadoras e, conseqüentemente, alterar o comportamento da aeronave em voo ou no solo. Estes atuadores são compostos por servos, *horns*, *control horns* e *push rods*. Adicionalmente, os servos mencionados desempenharão um papel fundamental na rotação dos motores elétricos no caso da configuração VTOL desta aeronave. Tratando-se de uma aeronave não tripulada com a capacidade de realizar voo remotamente pilotado é necessária a integração de instrumentos de telemetria por forma a analisar a performance da aeronave à distância, bem como estabelecer a ligação remota entre a aeronave no ar e o piloto no solo. Tal como referido no sub-capítulo 3.1, um dos principais objetivos de construção deste modelo de menor escala do *Flexcraft* prende-se com a realização de testes em voo e no solo a fim de testar antecipadamente o funcionamento de vários componentes eletrónicos e aviónicos que integrarão o modelo 1/10 de escala superior. Destes instrumentos destacam-se o *Pixhawk*, o tubo de *pitot*, a antena de GPS, o recetor de telemetria e o recetor e transmissor de rádio-controlo. Por fim, os componentes que desempenham um papel estrutural passam pelos trens de aterragem, rodas, velcro, parafusos, anilhas, porcas e varões de aço e carbono. A cablagem, responsável por conectar a maioria dos componentes referidos, apresenta uma função crucial no funcionamento da aeronave e o seu peso não deve ser desprezado.

Começando pelo sistema propulsivo, para a escolha dos motores elétricos a utilizar foi necessário realizar uma previsão da potência necessária a ser extraída de cada um dos motores implementados na aeronave. A potência necessária foi calculada por duas metodologias distintas por forma a obter dois resultados de comparação e validação. A primeira metodologia passa pela igualdade do rácio de potência e peso do modelo original do *Flexcraft* com o do modelo 1/15, ou seja, representa uma aproximação conservadora no sentido em que as condições reais de operação do modelo original são replicadas para este VRP de menor escala. Espera-se que o resultado obtido nesta primeira metodologia, presente na tabela 3.11, represente o máximo valor de potência necessária durante o perfil de missão.

$P_{original}$ [ W ]	$W_{original}$ [ N ]	$W$ [ N ]	$P$ [ W ]	$P_{motor}$ [ W ]
860000	$3623 \times 9.81 = 35629.92$	$3 \times 9.81 = 29.41$	710.35	177.59

Tabela 3.11: Cálculo da potência necessária por igualdade de rácios de potência/peso [46].

A segunda metodologia visa obter o valor de potência teórica necessária para ambas as situações de voo em cruzeiro e de subida ou descolagem através da multiplicação da velocidade de voo pela força de propulsão (*thrust*) através da expressão matemática:  $P = U \cdot T$  [33] [50] [51]. Para a condição de voo cruzeiro o valor da força propulsiva é obtido pelo valor da resistência aerodinâmica correspondente, segundo dita a equação 3.6.

$$T = D = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V_{cruz}^2 \cdot C_{Dmax} \quad (3.6)$$

Para a densidade  $\rho$  foi considerado o valor padrão ao nível médio das águas do mar [52]. A variável

$S$  representa a superfície alar da asa principal, tido como valor de referência, presente na tabela 3.3. Adicionalmente, foi considerada uma velocidade de cruzeiro,  $V_{cruz}$ , igual a 25 m/s face ao valor da velocidade de perda que será calculado posteriormente. O valor do coeficiente de resistência máximo,  $C_{Dmax}$ , foi retirado da tabela 3.8 para a condição de voo cruzeiro. O resultado obtido para o valor de potência necessária por motor encontra-se representado na tabela 3.12.

Para a condição de descolagem ou de subida é necessário calcular a velocidade de subida através da velocidade de perda (*stall*) pela expressão 3.7.

$$V_{sub} = V_{desc} = 1.2V_{perda} = 1.2\sqrt{\frac{2W}{S \cdot \rho \cdot C_{Lmax}}} \quad (3.7)$$

onde o valor do coeficiente de sustentação máximo,  $C_{Lmax}$ , foi retirado da tabela 3.9 para a condição de descolagem/subida com um ângulo de subida de 15° e atuação das superfícies hipersustentadores da asa principal. Quanto ao peso da aeronave,  $W$ , este resulta da estimativa de um MTOW estimado igual a 3 kg, aplicando uma aceleração da gravidade padrão,  $g$  [52]. De acordo com [33], as equações 3.8 e 3.9 apresentam o raciocínio necessário para obter o valor teórico de potência total necessária.

$$\frac{dh}{dt} = V_{sub} \cdot \sin\varphi = V_{sub} \frac{T - D}{W} \Rightarrow T_{sub} = \sin\varphi \cdot W + D_{sub} \quad (3.8)$$

$$P_{sub} = T_{sub} \cdot V_{sub} = \left( \sin\varphi \cdot W + \frac{1}{2}\rho \cdot S \cdot V_{sub}^2 \cdot C_{Dmax} \right) \cdot V_{sub} \quad (3.9)$$

onde a variável  $\varphi$  representa o ângulo de subida, padronizado para um valor típico de 12.5° para uma aeronave não tripulada de dimensões e características semelhantes ao modelo 1 por 15 do *Flexcraft* [53]. Os valores de  $C_{Dmax}$  e  $C_{Lmax}$  foram retirados da tabela 3.9 para a condição de descolagem. Por forma a considerar a imperfeita eficiência dos motores utilizados e dos demais componentes do sistema de propulsão, segue-se a aplicação de um rendimento propulsivo estimado em 60%, segundo a equação 3.10. Os resultados obtidos para a potência necessária, tanto para condição de voo cruzeiro ou de subida, encontram-se estabelecidos na tabela 3.12.

$$P_{real} = \frac{P_{sub}}{\eta_{prop}} \quad (3.10)$$

	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$g$ [m/s <sup>2</sup> ]	MTOW [kg]	$W$ [N]	$S$ [m <sup>2</sup> ]	$V_{cruz}$	$\varphi$ [°]		
Cruzeiro	1.225	9.81	3.0	29.43	0.159	25.0	-		
Subida							12.5		
	$C_{Lmax}$	$C_{Dmax}$	$V_{perda}$ [m/s]	$D$ [N]	$T$ [N]	$\eta_{prop}$ [%]	$P_{real}$ [W]	$P_{motor}$ [W]	
Cruzeiro	1.437	0.106	14.50	6.45	6.45	60.0	268.83	67.21	
Subida	2.235	0.221	11.63	13.45	19.82	60.0	460.97	115.24	

Tabela 3.12: Valores de potência necessária para as condições de cruzeiro e de subida.

Obteve-se um valor máximo de potência necessária a debitar igual a 177.59 W para cada um dos quatro motores elétricos, na configuração STOL deste modelo à escala 1 por 15, de entre os três valores obtidos. Assim, optou-se pela utilização do motor elétrico sem escova (do tipo “*brushless*”<sup>3</sup>) **HobbyWing XRotor 2205 2600 Kv Titanium G2 SL BL**. Este motor elétrico, representado na figura 3.9,

<sup>3</sup>Ao contrário dos motores escovados, neste tipo de motores as bobinas encontram-se fixas na sua posição e os ímãs efetuam rotações em torno das mesmas.

foi escolhido devido à sua potência máxima de 420 W, debitando uma força de impulso capaz de suportar 1.25 kg [54] [55]. Conservadoramente, aplicando uma eficiência de 60% como modo de segurança, obtém-se uma potência igual a 252 W, valor superior à potência teórica máxima necessária. Adicionalmente, este motor apresenta reduzidas dimensões que facilitam na gestão de espaço, modelação e construção deste VANT. O seu peso corresponde a 29.5 g por unidade e o preço de aquisição foi de 24 euros. O parâmetro de Kv deste motor, que é igual a 2600, dita a velocidade de rotação do veio consoante a voltagem aplicada. Mais informações técnicas sobre este componente encontram-se tabeladas em [55]. Segundo o fabricante, a aplicação deste motor requer, por compatibilidade de componentes, o uso de hélices de três pás de dimensões 5040, 5045 ou 5050, a utilização de ESC de 30 A (3-4S) e de baterias do tipo *LiPo* (Lítio e Óxido de Polietileno) 4S [54]. Consoante a combinação de componentes compatíveis escolhida, segundo o manual de especificações técnicas [55], é possível alcançar diferentes valores de potência e de força propulsiva.



Figura 3.9: Motor elétrico *HobbyWing XRotor 2205 2600 Kv Titanium G2 SL BL* [54].

Face à compatibilidade com o tipo de motor elétrico, foram escolhidas as hélices ***Dalprops Cyclons Series 5050 tri-bladed*** ilustrados na figura 3.10. Cada uma destas hélices é constituída por três pás, apresentando um diâmetro e um passo iguais a 5 polegadas. Apresentam um peso de 3.9 g por unidade e um custo de aquisição equivalente a 2.40 euros [56]. Sendo a pressão no intradorso superior à do extradorso, haverá um escoamento em torno da extremidade da asa no sentido de baixo para cima, pelo que as hélices deverão apresentar uma rotação em sentido oposto [57]. Por outro lado, por compatibilidade com o sistema propulsivo, foi escolhido o ESC ***HobbyWing XRotor 30A Micro 2-4S BL Heli***, da figura 3.11, para equipar este modelo à escala 1 por 15. Este componente é responsável por permitir o controlador de voo alterar a velocidade e direção de rotação do motor, apresentando uma corrente máxima de 40 A e uma corrente contínua de 30 A. Com um preço de aquisição igual a 19.90 euros, cada um destes ESC apresenta um peso de 7 g. As suas dimensões reduzidas (24.0 × 13.9 × 5.5 mm) permitem uma fácil integração nesta aeronave escalonada [58].



Figura 3.10: Hélices *Dalprops Cyclons Series 5050 tri-bladed* [56].



Figura 3.11: ESC *HobbyWing XRotor 30A Micro 2-4S BL Heli* [58].

Após a seleção dos componentes integrantes do sistema propulsivo, segue-se a escolha do sistema

de baterias necessário para a obtenção de uma autonomia de voo aceitável. Para esta aeronave à escala 1 por 15, por sugestão do fabricante, foram utilizadas baterias do tipo *LiPo*, apresentando uma elevada capacidade de armazenamento e de descarga de energia face às suas reduzidas dimensões e baixo peso. Assim, com o auxílio da ferramenta computacional *Omni Calculator*<sup>®</sup>, obtiveram-se valores estimados da autonomia esperada para a combinação de baterias e sistema propulsivo escolhido, tanto para voo de cruzeiro como para a fase de descolagem e de subida através da expressão 3.11 [59]. A variável  $C$  representa a capacidade da bateria expressa em mAh, multiplicada por um fator 0.001 por forma a obter valores em Ah. A taxa de descarga da bateria, representada por  $T_d$ , diz respeito à máxima percentagem de descarga permitida para baterias *LiPo* por forma a evitar danos às mesmas. Por fim, a incógnita  $AAD$  (*Average Amp Draw*), cuja unidade de medida é dada por A, foi obtida através da equação 3.12 [59].

$$t = \frac{C \cdot 0.001 \cdot T_d}{AAD} \quad (3.11) \quad AAD = \frac{MTOW \cdot P_{1kg}}{V} \quad (3.12)$$

onde a variável  $P_{1kg}$  remete para o valor da potência necessária para sustentar 1 kg da aeronave totalmente equipada, valores estes que foram retirados da tabela 3.12 para as condições de voo cruzeiro e descolagem a dividir pelo MTOW da aeronave. A voltagem da bateria,  $V$ , está associada ao número de células da mesma, ou seja, caso a bateria possua um total de quatro células (4S), multiplicando pela voltagem nominal de cada célula (3.7 V), obtém-se um valor de 14.8 V na bateria. Foi, então, escolhida a bateria **Tattu LiPo 2300MAH 14.8V 45C 4S1P** para fornecer energia ao sistema propulsivo deste modelo VRP. Tal como o nome indica, esta bateria apresenta uma capacidade energética de 2300 mAh, uma voltagem de 14.8 V por apresentar quatro células e uma descarga contínua máxima de energia equivalente a 45 C. Com um peso aproximado de 230.5 g, a bateria que se encontra ilustrada na figura 3.12 apresenta um custo de 31.90 euros por unidade [60]. Os resultados obtidos para a autonomia de voo de ambas as condições de operação estão descritos na tabela 3.13. Não existindo qualquer requisito temporal de autonomia a atingir no perfil de missão deste VRP, foram considerados os valores obtidos como satisfatórios e suficientes para o efeito.



Figura 3.12: Bateria *Tattu LiPo 2300MAH 14.8V 45C 4S1P* [60].

	MTOW [kg]	V [V]	C [mAh]	$T_d$ [%]	$P_{1kg}$ [W/kg]	$AAD$ [A]	$t$ [min.]
Cruzeiro	3.0	14.8	2300	80.0	53.77	31.15	10.13
Subida					153.65		3.54

Tabela 3.13: Valores de autonomia obtidos para as propriedades da bateria escolhida em condição de cruzeiro e de subida.

Face aos instrumentos eletrónicos e aviónicos que os voos experimentais deste modelo à escala 1 por 15 visam testar, segue-se uma lista dos mesmos juntamente com algumas características relevantes à sua implementação nesta aeronave:

- **Pixhawk Cube 2.1** com um peso de 39 g, dimensões  $94.5 \times 44 \times 31$  mm e um preço de 260 euros [61];
- Antena de GPS **Here+ V2 RTK GNSS** com um peso de 49 g, um diâmetro de 60 mm e uma altura de 17 mm [61];
- Transmissor e recetor de telemetria **Holybro Telemetry RadioSet V2 500mW 433MHz** com um peso equivalente a 110 g, dimensões  $26 \times 53 \times 10.7$  mm e um preço estimado de 46.74 euros [62];
- Recetor de controlo de rádio **Receiver RC X8R** com um peso igual a 16.8 g, dimensões  $46.5 \times 27 \times 14$  mm e um preço unitário de 29.58 euros [63];
- Sensor de velocidade com tubo de pitot **Digital Differential Airspeed Sensor Kit** com um peso de 14 g e um preço de 49.90 euros por unidade [64].

Quanto aos atuadores responsáveis pelo controlo mecânico das partes móveis hipersustentadas, de modo a auxiliar a escolha dos servos a implementar foi utilizada a ferramenta computacional *PredimRC\_v2.60a*<sup>©</sup> que permite estimar o torque das superfícies de controlo [65]. Assumindo uma velocidade de cruzeiro igual a 25 m/s (90 km/h), e com base nas dimensões e deflexões máximas da tabela 3.4, obtiveram-se os valores de torque máximos a que cada uma das superfícies móveis estará sujeita, presentes na tabela 3.14. Para além do torque existem outros fatores importantes na escolha dos servos a introduzir num aeromodelo de reduzidas dimensões como este, nomeadamente o tamanho, o peso e a sua composição. Por forma a obter resultados de torque comparativos para validação dos anteriores, optou-se pela utilização da expressão 3.13 como segunda metodologia de cálculo do torque aplicado a cada superfície de controlo [66].

$$\tau = 8.5 \times 10^{-6} \left[ \bar{c}^2 \cdot V^2 \cdot L \cdot \frac{\sin(S1) \cdot \tan(S1)}{\tan(S2)} \right] \quad (3.13)$$

onde o valor de torque  $\tau$  é dado em in-oz sendo aplicado o fator de 0.0072 por forma a converter para unidades de kg.cm. A variável  $\bar{c}$  corresponde à corda média da superfície de controlo, enquanto que  $L$  diz respeito à envergadura da superfície de controlo, ambas medidas em cm. Os ângulos  $S1$  e  $S2$  equivalem à máxima deflexão das superfícies móveis e do servo, respetivamente. A deflexão máxima  $S2$  foi considerada como  $30^\circ$  de forma conservadora. A velocidade,  $V$ , foi considerada como a velocidade de cruzeiro estimada em 25 m/s, convertida para mph pelo fator 2.2369. Os resultados obtidos por ambas as metodologias encontram-se representados na tabela 3.14.

	<i>Flaps</i>	<i>Flaperons</i>	Leme de Profundidade	Lemes de direção
$\tau_{metod.1}$ [kg.cm]	0.54	0.47	0.38	0.21
$\bar{c}$ [cm]	4.07	2.89	3.40	3.18
$L$ [cm]	11.60	20.30	21.80	13.59
$S1$ [°]	40.0	40.0	30.0	30.0
$\tau_{metod.2}$ [kg.cm]	0.34	0.30	0.24	0.13

Tabela 3.14: Valores de torque das superfícies de controlo para uma velocidade de 25 m/s para duas metodologias [65] [66].

É ideal planear o uso dos servos com alguma margem excedente de torque máximo devido a múltiplos fatores, como por exemplo: a resistência aerodinâmica ao longo do *control rod* que o servo

tem de sobrepor; imperfeições superficiais que induzam escoamento perturbado com maior resistência aerodinâmica; mínimas mas importantes folgas no *control rod* ou *push rod* que atrasam a aplicação do torque quando necessário, entre outros. Dito isto, face ao valor máximo de torque obtido, procedeu-se à escolha dos servos **Turnigy TG9e Eco Micro Servo 1.5kg**, presente na figura 3.13, juntamente com os restantes componentes que auxiliam o movimento mecânico: *control rod*, *Ripmax Control Horn Small* (figura 3.14) e *push rods* de alumínio. Tal como o nome indica, estes servos apresentam um torque igual a 1.5 kg.cm, valor consideravelmente maior que o torque máximo obtido para as partes móveis devido à sua futura aplicação no movimento de rotação dos motores elétricos na configuração VTOL deste modelo, como será abordado numa fase posterior desta dissertação. Este servo apresenta um peso reduzido de 9 g por unidade e dimensões de  $23 \times 12.2 \times 29$  mm que permitem a sua fácil integração na aeronave. O custo unitário destes servos correspondem a 4.90 euros [67].

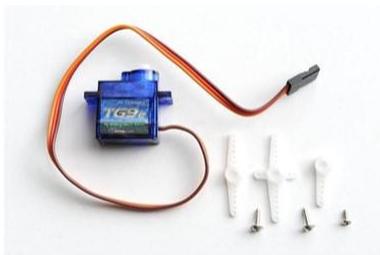


Figura 3.13: Servo *Turnigy TG9e Eco Micro Servo 1.5kg* e componentes adjacentes [67].



Figura 3.14: *Ripmax Control Horns Small* utilizados [67].

Para finalizar a escolha dos instrumentos, seguem-se os trens de aterragem escolhidos para suportar este modelo 1/15 do *Flexcraft*. Os trens dianteiros possuem uma altura de 150 mm e uma roda de 55 mm de diâmetro, perfazendo uma altura total combinada equivalente a 205 mm, valor próximo do obtido por escalonamento presente na tabela 3.2. Cada trem de aterragem dianteiro, representado na figura 3.15, apresenta um peso de 35 g e um diâmetro exterior de 10 mm. O conjunto dos dois trens dianteiros foi adquirido por um valor de 15.40 euros [68]. Quanto aos trens de aterragem traseiros estes apresentam um comprimento ajustável, como é observável na figura 3.16, permitindo uma configuração com uma altura de 127 mm, tal como previsto na tabela 3.2. Possui uma roda de 25 mm de diâmetro e é composto por uma viga de alumínio de 2 mm de diâmetro com um peso unitário de 14.2 g. O preço unitário dos trens de aterragem traseiros foi de 2.5 euros [69].



Figura 3.15: Trem de aterragem dianteiro utilizado [68].

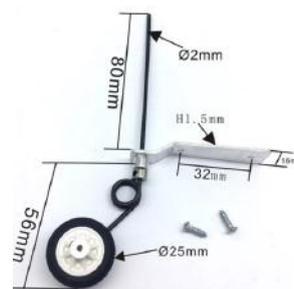


Figura 3.16: Trem de aterragem traseiro utilizado [69].

### 3.5 Performance

Tal como referido, a aeronave produto desta dissertação visa realizar um espetro de missão alargado e diferenciado através de descolagem e aterragem em curtas distâncias e, adicionalmente, realizar descolagem e aterragem verticais. Dito isto, na figura 3.17 é possível observar o perfil de missão atribuído para ambas as configurações de STOL e VTOL deste VANT.

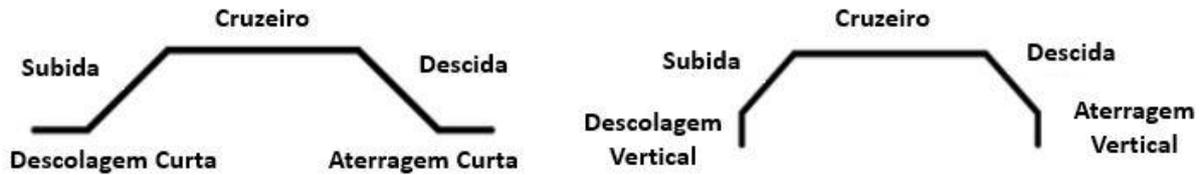


Figura 3.17: Perfis de missão idealizados para o modelo 1/15 da aeronave *Flexcraft*.

Quanto à distância de pista necessária para efetuar a descolagem tida como curta, o projeto do *Flexcraft* definiu que o modelo original desta aeronave necessitaria apenas de 1000 pés (equivalente a 305 m) para descolar [13]. Aplicando um fator igual a 1/15 obtém-se uma distância de descolagem estimada,  $s_{desc}$ , equivalente a 20.33 m para a aeronave desta dissertação de forma conservativa.

No que diz respeito às velocidades deste modelo 1 por 15 para as diferentes fases de voo do perfil de missão mencionado, tal como consta na tabela 3.12, foi assumida uma velocidade de cruzeiro igual a 25 m/s e velocidades de perda iguais a 11.63 m/s e 14.50 m/s com e sem a presença de superfícies de controlo hipersustentadoras, respetivamente. A velocidade de descolagem foi estimada pela equação  $V_{desc} = 1.2V_{perda}$ , com um valor igual a 13.95 m/s, com superfícies móveis ativas [70].

Conforme ditam os resultados obtidos da tabela 3.13, a autonomia estimada para a combinação do sistema propulsivo e de baterias escolhidas para instrumentar esta aeronave é equivalente a 10.13 min. em condição de cruzeiro e de 3.54 min. em descolagem ou condição de início de subida. Adicionalmente, é possível obter uma previsão do alcance esperado para esta aeronave através da equação 3.14 de *Breguet*, descrita por *Hepperle*, para voo totalmente elétrico [50] [71].

$$R = E^* \cdot \eta_{prop} \frac{C_L}{C_D} \frac{m_{bat}}{MTOW} \frac{1}{g} \quad (3.14)$$

onde a variável  $E^*$  corresponde à energia específica da bateria utilizada, definindo a capacidade de energia armazenada por peso da bateria em Wh/kg. O valor de rendimento propulsivo,  $\eta_{prop}$ , é equivalente ao estimado no sub-capítulo 3.4. O rácio de  $C_L/C_D$  foi retirado do gráfico B.3 e da tabela 3.8 para a condição de voo cruzeiro. O parâmetro  $m_{bat}/MTOW$  corresponde ao rácio de peso da bateria em relação ao peso total da aeronave à descolagem. O resultado previsto para o alcance desta aeronave encontra-se estabelecido na tabela 3.15, tendo em conta o fator de 80% de descarga máxima permitida por baterias do tipo *LiPo*. Segundo a autonomia e as velocidades previstas, espera-se um valor de alcance inferior ao obtido por esta metodologia.

$E^*$ [Wh/kg]	$g$ [m/s <sup>2</sup> ]	$\eta_{prop}$	$m_{bat}$ [g]	MTOW [g]	$C_L/C_D$	$0.8R$ [m]
100.0 [46]	9.81	0.6	230.5	3000	13.557	18347.97

Tabela 3.15: Alcance estimado para o modelo 1 por 15 da aeronave *Flexcraft*.

Segue-se um passo relevante no desenvolvimento deste projeto que consiste na elaboração de um envelope de voo para as diferentes fases de voo, considerando a interação com rajadas de vento e, simultaneamente, a análise dos requisitos de aeronavegabilidade aplicáveis por forma a obter o fator de segurança necessário. Ou seja, o envelope de voo de uma aeronave indica as capacidades que a sua estrutura consegue suportar consoante a velocidade e o fator de carga para uma determinada altitude de voo e consiste numa representação gráfica dos fatores de carga em função da velocidade de voo (diagrama V-n), estabelecendo assim os limites para o design estrutural. A elaboração deste diagrama V-n deve ser realizada para os diversos cenários de voo, nomeadamente a interceção (equação 3.15), voltas instantâneas e sustentadas (equações 3.16 e 3.17, respetivamente), subida (equação 3.18), mergulho/descida (equação 3.19) e elevado ângulo de ataque (equação 3.20) [70] [53] [33].

$$n = \frac{q \cdot S}{W} \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} \quad (3.15)$$

$$n = \sqrt{\left(\frac{\psi \cdot V}{g}\right)^2 + 1} \quad (3.16)$$

$$n \leq \sqrt{\left(\frac{\psi \cdot V}{g}\right)^2 + 1} \quad (3.17)$$

$$n = \frac{T/W - G \pm \left[ (T/W - G)^2 - \left( \frac{4C_{D0}}{\pi \cdot A \cdot e} \right)^{0.5} \right]}{2C_{D0}/C_L} \quad (3.18)$$

$$n = \frac{q \cdot C_{Lmax}}{W/S} \quad (3.19)$$

$$n = \frac{q \cdot C_{Lcruz}}{W/S} \quad (3.20)$$

onde a variável  $q$  corresponde à pressão dinâmica,  $e$  equivale ao coeficiente de *Oswald*,  $\psi$  retrata a taxa de volta instantânea e  $G$  corresponde ao gradiente de subida. Segundo as normas NATO AEP-83 [72], STANAG 4703 [72] e FAR *Part 23* [73] são estabelecidos os limites de aeronavegabilidade do fator de carga ( $n$ ) positivo e negativo como 3.8 e -1.5, respetivamente. Contudo, tratando-se de um VANT de pequenas dimensões e reduzido peso estrutural, com base em envelopes de voo de aeronaves com especificações e requisitos de manobrabilidade semelhantes, foram considerados os limites de 4.4 e -1.8 (Aviação Geral - Utilitária) [50] [70]. Estes limites foram impostos ao *Flexcraft* original, ou seja, pela adimensionalidade do fator de carga os mesmos limites serão aplicados a esta versão escalonada. Duas velocidades já conhecidas nesta fase do projeto são a velocidade de perda para condição de cruzeiro ( $V_{perda} = V_P$ ) e a velocidade de cruzeiro ( $V_{cruz} = V_C$ ), presentes na tabela 3.12. Segundo a norma STANAG 4703 [72], a velocidade máxima de cruzeiro ( $V_F$ ) é dada pela multiplicação da velocidade de cruzeiro por um fator de 1.3. Complementarmente, define-se a velocidade de mergulho ( $V_D$ ) aplicando um fator de 1.4 à velocidade de cruzeiro [74]. Os valores de velocidade obtidos estão definidos na tabela 3.16. Antes de se proceder ao cálculo das restantes velocidades do diagrama V-n é importante entender que o fator de carga corresponde ao rácio entre a sustentação e o peso da aeronave em determinada fase de voo:  $n = L/W$ , dependendo da velocidade de deslocamento como consta na equação 3.21. Assim, substituindo o valor de  $n$  da equação 3.21 pelos limites máximo e mínimo do fator de carga obtêm-se as velocidades de manobra máxima ( $V_A$ ) e mínima ( $V_H$ ), respetivamente [34] [33] [53].

$$n = \frac{L}{W} = \frac{1}{2} \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_{Lmax}}{W} \Rightarrow V = \sqrt{\frac{2n \cdot W}{S \cdot \rho \cdot C_{Lmax}}} \quad (3.21)$$

$V_P$ [m/s]	$V_C$ [m/s]	$V_F$ [m/s]	$V_D$ [m/s]	$V_A$ [m/s]	$V_H$ [m/s]
14.50	25.0	32.5	35.0	21.41	14.97

Tabela 3.16: Velocidades do diagrama V-n para o modelo 1 por 15 da aeronave *Flexcraft*.

Obtidas todas as velocidades de interesse para o diagrama V-n, segue-se a análise da interação das rajadas de vento no envelope de voo desta aeronave. As rajadas de vento representam cargas aerodinâmicas instáveis produzidas pela turbulência atmosférica, originando um incremento do fator de carga nas existentes cargas aerodinâmicas. Por outras palavras, quando ocorre uma rajada de vento a aeronave sofre uma alteração instantânea do seu ângulo de ataque que se traduz numa mudança repentina da sustentação criada e, conseqüentemente, do seu fator de carga. Este incremento do fator de carga,  $\Delta n$ , é calculado através da equação 3.22 para uma rajada pontual. As componentes normais das velocidades das rajadas de vento são designadas por  $u$ , enquanto que os valores médios destas velocidades obtidos por análise de dados de voo (tendo em conta a altitude de voo e as condições do perfil de missão) são representados por  $\hat{u}$ . Estes valores-padrão são definidos como 20 m/s, 15 m/s e 7.5 m/s para as condições de elevado ângulo de ataque, voo nivelado e mergulho, respetivamente [70]. A expressão 3.23 mostra a relação entre ambas as velocidades mencionadas, onde surge um novo termo  $K$  designado por fator de atenuação, calculado pela equação 3.24 para a condição de voo subsônico. Por sua vez, o valor do rácio de massa  $\mu$  é obtido através da equação 3.25, onde a variável  $C_{L\alpha}$  é retirada do declive do gráfico B.5 presente no anexo B, com um valor equivalente a 4.53 /rad. Por fim, a fórmula 3.26 representa o valor do fator de carga máximo  $n_{max}$  ou mínimo  $n_{min}$  obtido com a introdução do intervalo  $\Delta n$  calculado para cada velocidade de rajada média referida. Os valores obtidos encontram-se estabelecidos na tabela 3.17 [75].

$$\Delta n = \frac{\rho \cdot u \cdot V \cdot C_{L\alpha}}{2W/S} \quad (3.22) \quad u = K\hat{u} \quad (3.23) \quad K = \frac{0.88\mu}{5.3 + \mu} \quad (3.24)$$

$$\mu = \frac{2W/S}{\rho \cdot g \cdot \bar{c} \cdot C_{L\alpha}} \quad (3.25) \quad n_{max,min} = 1 \pm \Delta n \quad (3.26)$$

	$\mu$	$K$	$\hat{u}$ [m/s]	$u$ [m/s]	$\Delta n$	$n_{max}$	$n_{min}$
Elevado ângulo de ataque	31.8758	0.7545	20.0	15.09	6.11	7.11	-5.11
Voo nivelado			15.25	11.51	5.75	6.75	-4.75
Mergulho/Descida			7.5	5.66	3.96	4.96	-2.96

Tabela 3.17: Parâmetros de análise de rajadas de vento para o modelo 1 por 15 da aeronave *Flexcraft*.

Por fim, após a obtenção dos parâmetros do envelope de voo operacional incluindo a influência das rajadas de vento para as características desta aeronave escalonada é possível analisar o diagrama V-n

obtido na figura 3.18. É importante referir que para aeronaves desta natureza não são consideradas as rajadas de vento para a condição de elevado ângulo de ataque ( $\hat{u} = 20$  m/s) [33] [72].

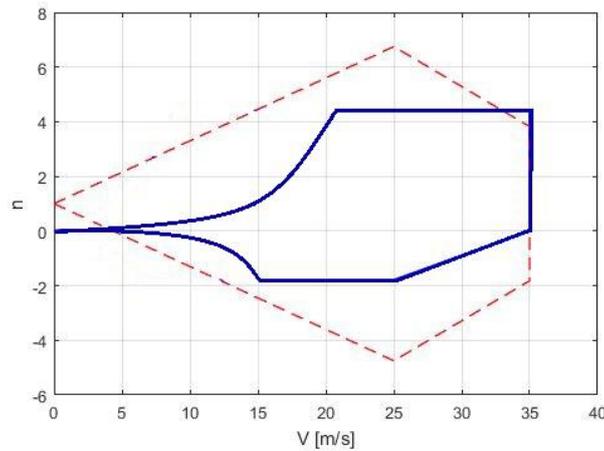


Figura 3.18: Diagrama V-n: Envelope de voo operacional de rajadas para o modelo 1/15 da aeronave *Flexcraft*.

Por forma a assegurar os padrões mínimos de segurança e resistência estrutural são aplicadas normas de aeronavegabilidade que declaram a utilização de fatores cuja estrutura primária deve cumprir. Para a operação normal da aeronave é esperada uma carga máxima equivalente a 4.4 g, denominada por carga limite. A aplicação de um fator de prova (“*proof factor*”) igual a 1.25 dá origem a uma carga de prova (“*proof load*”) de 5.5 g, cuja estrutura do VANT deve suportar sem qualquer distorção prejudicial. Por outro lado, a carga última (6.6 g), conhecida pela multiplicação da carga limite pelo fator de segurança de 1.5, corresponde à carga mínima a que a estrutura da aeronave pode apresentar quaisquer falhas estruturais [75]. Por fim, aplicando os dois fatores anteriores, obtém-se a carga de design equivalente a 8.25 g [76]. Nenhuma destas cargas resultantes de fatores aplicados foram introduzidas no espetro de missão desta aeronave por se tratar de um aeromodelo de natureza prototipal [50] [70].

Passando agora para a análise do ponto de design (“*design point*”) deste modelo VRP, torna-se relevante referir que o mesmo passa pela obtenção dos valores de carga alar ( $W/S$ ), do rácio da força de propulsão pelo peso da aeronave ( $T/W$ ) e da potência pelo peso da aeronave ( $P/W$ ). Com base nos dados já calculados previamente, obtiveram-se os valores de interesse do *design point* da tabela 3.18 para as condições de subida e de cruzeiro.

$W/S$ [ $N/m^2$ ]	$(T/W)_{sub}$ [-]	$(P/W)_{sub}$ [ $W/N$ ]	$(T/W)_{cruz}$ [-]	$(P/W)_{cruz}$ [ $W/N$ ]
185.09	0.67	15.66	0.22	5.48

Tabela 3.18: Valor de performance do *design point* do modelo 1 por 15 da aeronave *Flexcraft*.

Por forma a obter valores teóricos de comparação com os obtidos na tabela 3.18, é necessário calcular os rácios  $P/W$  e  $W/S$  tendo em consideração o perfil de missão da aeronave em causa e os requisitos das várias fases de voo. Nomeadamente da velocidade de perda (equação 3.27), velocidade de cruzeiro (equação 3.28), alcance (equação 3.29), autonomia (equação 3.30), descolagem (equação 3.31), entre outras que não serão abordadas neste contexto (taxa de descida, teto máximo, volta sus-

tentada, distância de aterrager, aceleração para *Mach* de cruzeiro, taxa de subida e taxa de volta instantânea) [33] [70]. Os valores das variáveis presentes nas equações foram retirados dos cálculos efetuados anteriormente.

$$\frac{W}{S} \leq \frac{\rho \cdot V_{perda}^2 \cdot C_{Lmax}}{2} \quad (3.27) \quad \frac{P}{W} \geq \frac{1}{\eta_{prop}} \left[ \frac{\rho \cdot V^3 \cdot C_{D0}}{2(W/S)} + \frac{2k}{\rho \cdot V} \left( \frac{W}{S} \right) \right] \quad (3.28)$$

$$\frac{W}{S} = \frac{\rho_{cruz} \cdot V_{cruz}^2}{2} \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} \quad (3.29) \quad \frac{W}{S} = \frac{\rho_{cruz} \cdot V_{cruz}^2}{2} \sqrt{\frac{3C_{D0}}{k}} \quad (3.30)$$

$$\frac{P}{W} \geq \frac{1.2}{\eta_{prop} \sqrt{\rho \cdot C_{Lmax}}} \sqrt{\frac{W}{S}} \left\{ \frac{1.2^2}{2C_{Lmax}} \left[ \frac{2}{\rho \cdot g \cdot s_{desc}} \left( \frac{W}{S} \right) + (C_{D0} - \mu \cdot C_L + k \cdot C_L^2) \right] + \mu \right\} \quad (3.31)$$

onde a variável  $k$  é dada por  $(\pi \cdot AR \cdot e)^{-1} = 0.0634$  e, por outro lado, a densidade atmosférica em voo cruzeiro,  $\rho_{cruz}$ , foi considerada equivalente à densidade atmosférica ao nível médio das águas do mar ( $1.225 \text{ kg/m}^3$ ) [52]. As expressões utilizadas foram idealizadas para aeronaves propulsionadas por motores a hélice (*turboprop*), aproximação aqui efetuada para motores elétricos. Por outro lado, para esta aeronave foi utilizado um coeficiente de resistência aerodinâmica igual a 0.015 (da tabela 3.8 para  $\alpha = 0^\circ$ ), encontrando-se dentro dos limites impostos pelas equações para o mesmo:  $0.01 \leq C_{D0} \leq 0.02$  [70]. Na figura 3.19 consta o gráfico das regressões mencionadas anteriormente para as diferentes fases de voo consideradas, onde é possível extrair as coordenadas do *design point* teórico desta aeronave ( $W/S$ ;  $P/W$ ) equivalentes a ( $82.07 \text{ N/m}^2$ ;  $4.18 \text{ W/N}$ ).

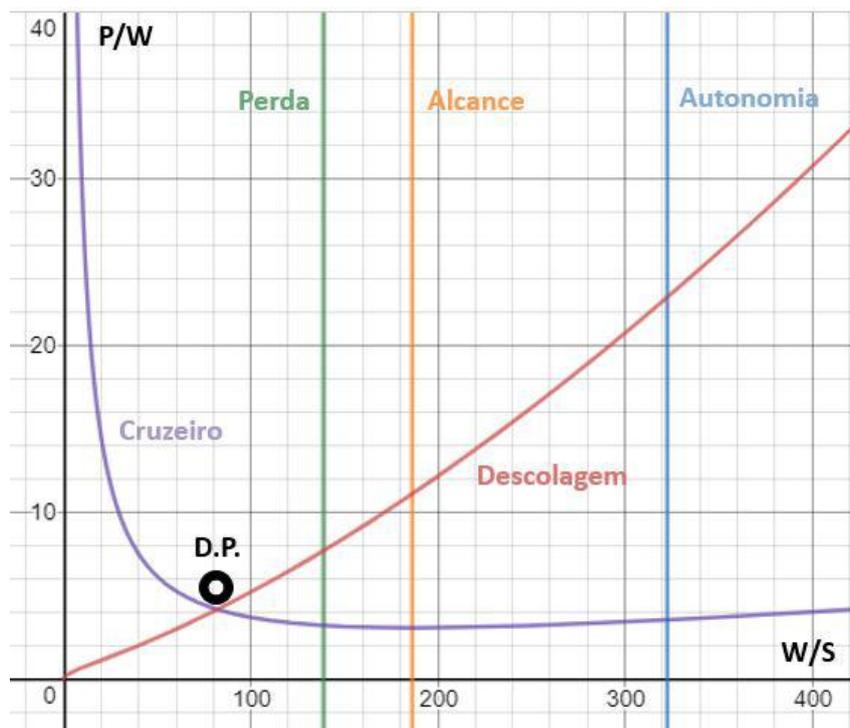


Figura 3.19: *Design point* para o modelo 1 por 15 da aeronave *Flexcraft*.

### 3.6 Estabilidade

Para a configuração STOL deste modelo 1 por 15, tal como para qualquer aeronave, pilotada ou não, propulsão a combustão ou eletricidade, o seu peso máximo à decolagem é equivalente ao somatório dos pesos individuais de cada um dos componentes integrantes na aeronave [15] [77]. Assim, segundo a expressão 3.32 é possível calcular o valor de peso estimado para a fuselagem (ou carga útil) deste conceito, cujo resultado se encontra na tabela 3.19. À expressão matemática 3.32 foi adicionado o componente do peso de instrumentação, incluindo os aparelhos eletrónicos e aviónicos, que não pode ser desprezado face à sua relevância. O valor do peso da estrutura desta aeronave foi inicialmente estimada como 2.1 kg (valor médio entre os 1.7 e os 2.5 kg previstos) por forma a incluir o peso das várias asas, carenagens centrais e laterais, *canopy* central para a instrumentação, *booms* de ligação à empenagem traseira, cablagem, possíveis lastros e aparafusamentos. Os restantes valores de massa de componentes foram retirados do sub-capítulo 3.4.

$$\frac{W_{MTOW}}{S} = \frac{W_{est}}{S} + \frac{W_{bat}}{S} + \frac{W_{prop}}{S} + \frac{W_{instr}}{S} + \frac{W_{fuse}}{S} \quad (3.32)$$

	MTOW	Estrutura	Instrumentação	Propulsão	Bateria	Fuselagem
$W/S$ [N/m <sup>2</sup> ]	138.820	97.175	13.503	7.478	10.643	10.025

Tabela 3.19: Valores de  $W/S$  previstos para cada grupo de componentes do modelo 1/15 da aeronave *Flexcraft*.

Previamente à análise de estabilidade, para cada grupo de componentes e instrumentos presentes nesta aeronave, face à configuração STOL da mesma, é apresentada uma distribuição percentual de massa face ao peso médio à decolagem total previsto equivalente a 3 kg. Os resultados são demonstrados na tabela 3.20 e gráfico da figura 3.20.

Grupo	Componentes	Massa [g]
Estrutura	Asas, <i>booms</i> de ligação, carenagens laterais e centrais, trens de aterragem, <i>canopy</i> central, lastro, reforços, parafusos, cablagem	2100.0
Aviónicos	<i>Pixhawk</i> , antena GPS, tubo de <i>pitot</i> , transmissor e recetor de telemetria, recetor de controlo de rádio, servos	291.8
Propulsão	Motores elétricos, hélices, ESC	161.6
Bateria	Bateria	230.5
<i>Payload</i>	Fuselagem, carga útil	216.1
Total		3000.0

Tabela 3.20: Previsão de distribuição de massa por grupos de componentes.

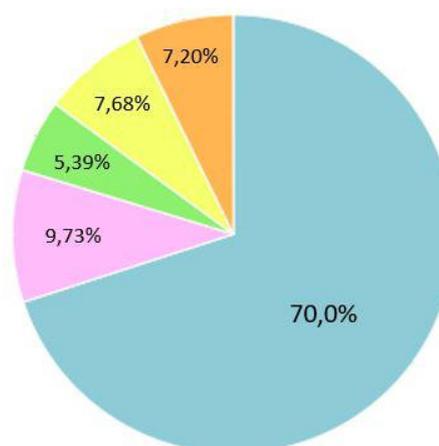


Figura 3.20: Previsão de distribuição percentual de massa por grupo de componentes.

Adicionalmente, na figura 3.21 consta a distribuição idealizada dos vários componentes presentes na aeronave por forma a alcançar um equilíbrio e uma estabilidade pretendida. O código de cores da

figura 3.21 corresponde ao mesmo utilizado na tabela 3.20. Esta fase de distribuição de componentes ao longo da aeronave será alvo de discussão detalhada no sub-capítulo 4.4.

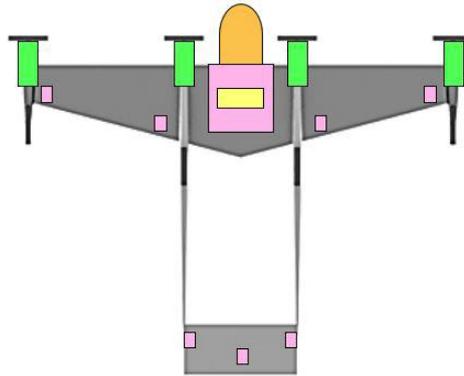


Figura 3.21: Distribuição idealizada dos componentes no modelo 1/15 da aeronave *Flexcraft*.

A estabilidade corresponde a uma propriedade de um estado de equilíbrio. Como tal, para uma aeronave manter um voo uniformemente estável as resultantes das forças e dos momentos em relação ao seu centro de gravidade devem ser nulas. Dentro da estabilidade estática existem três diferentes categorias de estabilidade face à resposta da aeronave em recuperar as suas condições iniciais de orientação e velocidade após ser imposta uma perturbação: estável, instável e neutra [51] [78] [79]. Na tabela 3.21 encontram-se estabelecidos os valores de centro de gravidade longitudinal ( $x_{CG}$ ) e do ponto neutro longitudinal ( $x_{PN}$ ) devidamente escalonados a partir do modelo original do *Flexcraft*, bem como os coeficientes de estabilidade estática e a margem estática ( $K_n$ ) para ambas as configurações de STOL e VTOL [14].

	STOL		VTOL	
	Original	Modelo 1/15	Original	Modelo 1/15
$x_{CG}$ [m]	0.637	0.042	1.060	0.071
$x_{PN}$ [m]	1.263	0.084	1.271	0.085
$K_n$ [%]	24.8		8.3	
$C_{M\alpha}$	-1.37		-1.48	
$C_{l\beta}$	0.19		0.20	
$C_{n\beta}$	-0.19		-0.20	

Tabela 3.21: Escalonamento de parâmetros de estabilidade estática [14].

Os resultados obtidos na tabela 3.21 serão alvo de validação e comparação no capítulo 4.4. Para garantir uma estabilidade estática da aeronave nos movimentos longitudinal ( $M_w$ ), velocidade frontal ( $X_u$ ), velocidade vertical ( $Z_w$ ), derrapagem ( $Y_\beta$ ), direcional ( $N_\beta$ ) e lateral ( $L_\beta$ ) é necessário cumprir os requisitos presentes na tabela 3.22. Adicionalmente, esta aeronave deve apresentar uma margem estática positiva através da expressão 3.33, preferencialmente para valores entre os 5% e os 25% para garantir um controlo satisfatório do VRP [78] [79].

$M_w$	<0	$Y_\beta$	<0
$X_u$	<0	$N_\beta$	>0
$Z_w$	<0	$L_\beta$	<0

$$K_n = \frac{x_{PN} - x_{CG}}{MAC} > 0 \quad (3.33)$$

Tabela 3.22: Requisitos de estabilidade [78].

Complementarmente, nas tabelas B.1 e B.2 (presentes no anexo B) encontram-se definidas as equações e unidades de medida para cada um dos coeficientes de estabilidade dos diferentes movimentos existentes [78]. O parâmetro  $q$ , da pressão dinâmica, é dado por  $0.5\rho V^2$  para a condição de voo cruzeiro. Os mesmos coeficientes serão calculados no sub-capítulo 4.4.

A estabilidade dinâmica corresponde ao comportamento da aeronave ao longo de um determinado intervalo de tempo após imposição de uma perturbação sobre o seu ponto de equilíbrio. Ou seja, esta está relacionada com o tempo de redução da perturbação imposta à aeronave até atingir novamente a condição de equilíbrio, para uma situação de amortecimento positivo. Uma aeronave ser estaticamente estável não implica que a mesma o seja dinamicamente e, caso aconteça, a mesma apresenta um amortecimento negativo [78]. Tal como na estabilidade estática, serão calculados resultados de estabilidade no sub-capítulo 4.4. Uma aeronave apresenta uma situação de estabilidade dinâmica sempre que os seus valores próprios,  $\lambda_i$ , para a condição longitudinal ou lateral-direcional, sejam valores reais negativos ou números complexos com a parte real negativa. Caso contrário a aeronave apresenta instabilidade dinâmica.

A estabilidade dinâmica longitudinal apresenta dois modos de oscilação relacionados com o movimento de picada: o modo de período curto e o modo de fugóide. O modo de período curto apresenta uma curta oscilação temporal altamente amortecida em torno do ângulo de ataque. O modo de fugóide apresenta uma baixa frequência de oscilação e, consecutivamente, um amortecimento mais demorado, onde o ângulo de ataque se mantém praticamente constante mas varia a sua altitude e velocidade [78].

Face à estabilidade dinâmica lateral-direcional, a mesma inclui três modos relacionados com os movimentos de guinada e rolamento: modo de rolamento, modo de espiral e modo de rolamento holandês. O modo de rolamento é descrito por um amortecimento significativo predominantemente em torno do eixo  $x$  do corpo da aeronave, resultado de um diferencial de forças de sustentação entre as duas asas principais. O modo de espiral é caracterizado por um lento desenvolvimento dos movimentos de rolamento, guinada e derrapagem em simultâneo. Por último, o modo de rolamento holandês corresponde a uma oscilação de amortecimento e frequência reduzidas sobre o movimento de guinada inicialmente, até que se desenvolve para uma interação complexa entre os três movimentos [78].

## Capítulo 4

# Design Preliminar e Detalhado

Após uma análise teórica realizada no capítulo 3, à passagem para o design preliminar e detalhado são realizados desenvolvimentos estruturais desta aeronave com base nos resultados obtidos anteriormente. Assim, para a obtenção de uma estrutura tridimensional modelada computacionalmente com as dimensões escalonadas e as propriedades aerodinâmicas analisadas, procedeu-se a uma prévia escolha e aplicação de materiais aos vários componentes presentes na aeronave com o intuito de se efetuarem estudos computacionais. O modelo tridimensional escalonado deve integrar todos os instrumentos (escolhidos no capítulo 3.4) a fim de estabelecer as suas posições na aeronave, por forma a obter um equilíbrio desejado e conseguir cumprir com o perfil de missão atribuído. As análises computacionais efetuadas a nível de comportamento estrutural durante este capítulo visam garantir a performance da aeronave face ao intervalo de cargas definidas no envelope de voo operacional. Adicionalmente, serão abordadas algumas soluções que foram implementadas com o intuito de corrigir adversidades estruturais e de estabilidade que surgiram ao longo do desenvolvimento deste capítulo.

### 4.1 Análise e Escolha de Materiais

No sub-capítulo 2.5 foram mencionados os vários materiais constituintes desta aeronave bem como os seus processos de fabrico para melhor compreensão das suas naturezas e comportamentos. Contudo, é neste capítulo que se analisam as propriedades estruturais dos vários materiais por forma a atribuir tais características nos parâmetros de modelação computacional de cada componente ou peça integrante desta aeronave escalonada. Adicionalmente, serão comparadas as várias propriedades de interesse entre diferentes materiais por forma a efetuar a escolha mais adequada consoante o componente em causa.

Face à espuma XPS, a escolha deste material foi influenciada por diversos fatores vantajosos no que toca à construção de modelos aeronáuticos, nomeadamente o preço relativamente reduzido, a simplicidade de manuseamento e tratamento superficial e, sobretudo, a baixa densidade que lhe confere um peso reduzido sem comprometimento da sua resistência a esforços estruturais de impacto e compressão. Dito isto, com base no método de fabrico descrito no sub-capítulo 2.5, a espuma XPS

será utilizada para compor todas as superfícies alares e de controlo desta aeronave. Com base na ficha técnica do poliestireno extrudido, adquirido na empresa portuguesa Imperialum, e nos ensaios de flexão efetuados a uma viga cantilever de XPS em [51], na tabela 4.1 constam os valores de densidade ( $\rho$ ), módulo de elasticidade ( $E$ ) e tensão de cedência ( $\sigma_{ced}$ ) deste material [80].

Densidade $\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	Módulo de elasticidade $E$ [GPa]	Tensão de cedência $\sigma_{ced}$ [MPa]
34.296	0.016958	0.361

Tabela 4.1: Propriedades estruturais do poliestireno extrudido XPS [51].

Quanto à escolha do tipo de plástico a utilizar durante a impressão 3D neste projeto, a mesma ficou dividida inicialmente entre os componentes PLA e ABS. Relativamente ao custo de impressão, ambos os plásticos mencionados apresentam um valor aproximado de 20 euros por kg. O plástico ABS apesar de apresentar uma menor densidade com reflexão direta na redução do peso estrutural da aeronave de forma vantajosa, as suas propriedades de rigidez à flexão, compressão e de alongamento ficam comprometidas em comparação ao plástico PLA. Outro fator que conduziu à escolha do PLA para este projeto está relacionado com a necessidade de cuidados adicionais na impressão de plástico ABS devido aos seus vapores tóxicos e temperaturas de extrusão mais elevadas [81] [82] [83]. Uma desvantagem estrutural transversal a ambos os plásticos deve-se à não isotropia dos mesmos, ou seja, o facto das peças serem impressas camada por camada implica que a adesão entre ambas seja apenas mecânica e não química, surgindo uma aderência imperfeita entre camadas [81] [82]. Adicionalmente, por forma a reduzir a quantidade de material gasto, o tempo e o custo de impressão, a maioria das peças não são impressas totalmente sólidas, apresentando diferentes propriedades mecânicas consoante a direção considerada. Assim, a construção de cada peça desta aeronave foi realizada por forma a que o padrão de impressão coincidisse com a direção do eixo de maiores esforços a que a mesma peça estará sujeita. Os fatores de rugosidade e de imperfeição superficial foram suavizados através de alisamento com lixa e aplicação de uma epóxi própria para impressões 3D. Na tabela 4.2 apresentam-se as propriedades mecânicas e estruturais do plástico PLA que serão utilizadas na realização de análises computacionais [51] [81] [82] [83].

Densidade $\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	Módulo de elasticidade $E$ [GPa]	Tensão de cedência $\sigma_{ced}$ [MPa]
1240.0	1.190	20.07

Tabela 4.2: Propriedades estruturais do polímero poliácido láctico PLA [51].

Para reforço estrutural das asas desta aeronave optou-se pela escolha de tiras de fibra de carbono bidirecional. Por forma a aumentar a rigidez à flexão das asas principais seria vantajoso a aplicação de fibra de carbono unidirecional preferencialmente. Contudo, devido à existência de material já adquirido no Laboratório de Engenharia Aeroespacial optou-se pela utilização de tiras bidirecionais, pelo que o acréscimo de peso estrutural não foi considerado significativo. Quando comparada com a fibra de vidro, a fibra de carbono apesar de ser menos económica apresenta um módulo de elasticidade superior e uma densidade inferior. Na tabela 4.3 são apresentadas as propriedades mecânicas da fibra de carbono bidirecional e unidirecional (a 0° de orientação, aplicada desde a raiz à ponta da asa), bem como a fibra de vidro para comparação [84].

	Densid. $\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	Módulo de elast. $E$ [GPa]	Tensão de ced. $\sigma_{ced}$ [MPa]
Fibra de carbono uni. (0°)	1310.0	78.715	826.0
Fibra de carbono bidir.	1310.0	42.0	340.0
Fibra de vidro bidir.	1550.0	14.352	220.0

Tabela 4.3: Propriedades mecânicas das fibras de carbono uni e bidirecional e da fibra de vidro [84].

Por último, como solução de reforço estrutural das asas principais foram introduzidas vigas de aço inoxidável roscado no bordo de ataque das mesmas. Quanto às partes móveis, por forma a não afetar a posição do centro de gravidade, optou-se pela utilização de varões de carbono de reduzida espessura no bordo de fuga das mesmas. As propriedades do aço inox e do carbono estão representadas na tabela 4.4 [85] [86].

	Densidade $\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	Módulo de elast. $E$ [GPa]	Tensão de cedência $\sigma_{ced}$ [MPa]
Aço Inox	7850.0	210.0	500.0
Carbono	1760.0	230.0	3530.0

Tabela 4.4: Propriedades mecânicas do aço inoxidável e do carbono [85] [86].

## 4.2 Modelação Geométrica Tridimensional

Dando início à fase de descrição detalhada dos componentes que irão constituir esta aeronave, é fundamental referir que a ferramenta computacional utilizada para realizar esta tarefa foi o *Siemens NX 12.0*<sup>©</sup>. O *software* computacional utilizado foi escolhido devido à sua versatilidade em permitir a modelação de geometrias complexas e, adicionalmente, em providenciar as ferramentas necessárias para realizar simulações de elementos finitos. Complementarmente, o programa *Siemens NX 12.0*<sup>©</sup> foi escolhido devido à familiarização e formação recebida pelo autor da tese.

Numa fase prévia à modelação tridimensional desta aeronave escalonada, foram idealizadas três combinações diferentes de materiais a compor este modelo. A primeira ideologia consiste na construção de um aeromodelo simplificado e com reduzido peso estrutural inteiramente composto por espuma XPS. O segundo modelo representa uma utilização combinada de espuma XPS para as superfícies alares e de plástico PLA para os restantes componentes estruturais, nomeadamente as carenagens, a *canopy* para transportar os componentes aviônicos e a bateria, os *booms* de ligação da asa principal à empenagem traseira e os suportes de ligação entre os estabilizadores verticais e o estabilizador horizontal. O último conceito passa pela construção do modelo escalonado com apenas a utilização da tecnologia de impressão 3D, incluindo as superfícies alares. Por forma a facilitar a escolha da configuração mais vantajosa a aplicar na construção desta aeronave segue-se uma matriz de decisão com as respetivas vantagens e desvantagens de cada uma das opções mencionadas.

	Custo de produção	Peso estrutural	Simplicidade de construção	Capacidade de transporte	Aerodinâmica	Rigidez estrutural	TOTAL
Config. 1	5	5	1	2	2	2	17
Config. 2	3	3	3	4	4	4	21
Config. 3	1	1	4	4	5	5	20

Tabela 4.5: Matriz de decisão da combinação de materiais do modelo 1/15 da aeronave *Flexcraft* para as configurações 1 (totalmente XPS), 2 (combinação de XPS e PLA) e 3 (totalmente PLA).

Na matriz de decisão presente na tabela 4.5, a avaliação de cada parâmetro foi realizada através de uma escala de 1 a 5 (de prejudicial a muito vantajoso, respetivamente). O parâmetro referente a “aerodinâmica” está relacionado com a capacidade de obtenção de um acabamento superficial com baixa rugosidade, de alcançar uma geometria simétrica e de minimizar a perturbação do escoamento com a inclusão de componentes e de cablagem no interior da aeronave ou em suportes próprios. Pelo somatório realizado na matriz decisão, conclui-se que a configuração mais vantajosa para a construção deste modelo passa pela utilização combinada de espuma XPS para as superfícies alares de sustentação e de plástico PLA para as restantes peças estruturais cujas geometrias são demasiado complexas para serem produzidas manualmente com espuma XPS. Adicionalmente, esta configuração apesar de representar um custo de produção e um peso estrutural mais elevados apresenta-se vantajosa na medida em que permite o transporte interno dos vários instrumentos aviónicos com aumentada rigidez estrutural e com o mínimo de perturbação do escoamento exterior.

Assim, escolhida a configuração 2 da tabela 4.5, segue-se a descrição pormenorizada e detalhada da modelação tridimensional dos vários componentes estruturais desta aeronave. Começando pelas superfícies de sustentação, compostas por espuma XPS, as mesmas apresentam um perfil a cheio ao contrário do modelo à escala 1 por 10 que apresenta uma estrutura interna oca constituída por um esqueleto interno com longarinas e nervuras (“*spars*” e “*ribs*”, respetivamente). A asa principal foi dividida em três partes distintas, sendo que entre as carenagens centrais a asa principal será fabricada em plástico PLA por forma a conter um compartimento para transporte da instrumentação. As outras duas partes idênticas da asa principal, entre as carenagens central e lateral, serão construídas em espuma XPS. Através das figuras 4.1 e 4.2 é possível observar a representação das asas principais com a inclusão das superfícies de controlo, furações para encaixe nas carenagens central e lateral e furação para passagem de cablagem no seu interior. As dimensões das asas principais e das superfícies móveis utilizadas na modelação foram referidas nas tabelas 3.3 e 3.4. A ponta da asa apresenta uma corda igual a 91 mm e a raiz da asa, que irá ser afixada à carenagem central, tem uma corda equivalente a 180.5 mm. Para a criação de asas tridimensionais foram implementados conjuntos de coordenadas dos respetivos perfis NACA com diferentes valores de corda em dois planos paralelos, um coincidente com a raiz e outro com a ponta da asa, sendo depois projetados para formar um sólido. Ao contrário do modelo à escala 1 por 10, esta aeronave não apresenta compartimentos internos nas asas e, por essa razão, não foram implementados painéis de inspeção nas mesmas. As cores das figuras 4.1 e 4.2 são representativas do padrão real da aeronave após aplicação de vinil na espuma XPS.

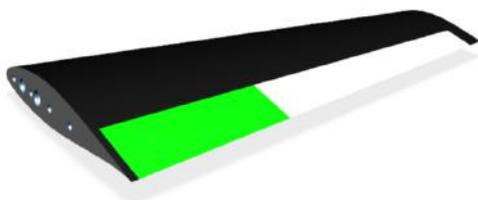


Figura 4.1: Modelo 3D do extradorso da asa principal.

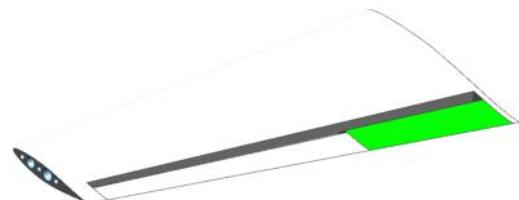


Figura 4.2: Modelo 3D do intradorso da asa principal.

Quanto às carenagens laterais, situadas em ambas as pontas da asa principal da aeronave, as mesmas são compostas inteiramente por plástico PLA. Com o objetivo de alojar os motores elétricos, o respetivo ESC e alguma cablagem, estas carenagens foram modeladas por forma a permitir um acesso fácil ao seu interior para possível manutenção ou substituição dos mesmos. Complementarmente, a implementação de várias peças separáveis permite uma reconfiguração mais expedita da aeronave para o modo VTOL, que será abordado no capítulo 5. Foram analisadas duas hipóteses distintas de modelação destas peças estruturais nomeadamente através de encaixes entre as várias partes constituintes destas carenagens e através de aparafusamento. Face ao possível desgaste dos encaixes ao longo do tempo e com a necessidade de se obter um conjunto de partes suficientemente sólido e estável para suportar o motor elétrico em funcionamento, optou-se pela modelação da segunda alternativa referida. Assim, nas imagens 4.3 e 4.4 é possível observar a carenagem lateral composta por três peças distintas. A peça identificada como “A” apresenta três encaixes cilíndricos com 35 mm de comprimento e 5 mm de diâmetro para fixação à ponta da asa principal, possuindo uma forma cônica oca por motivos aerodinâmicos e para redução de peso estrutural. Adicionalmente, esta peça exibe uma furação na zona inferior para passagem de cablagem proveniente do intradorso da asa principal. A peça “B” da carenagem lateral é responsável por alojar o motor elétrico e o ESC através de uma furação padronizada para o efeito e uma abertura lateral para a cablagem proveniente do motor. As peças “B” e “C” contêm cavidades para que a cabeça dos parafusos M2 não interfiram com o escoamento exterior. A carenagem lateral, composta pelas três peças, apresenta um diâmetro máximo de 40 mm, um comprimento igual a 208 mm, uma espessura média de 2 mm e um peso estrutural aproximado de 72.3 g.

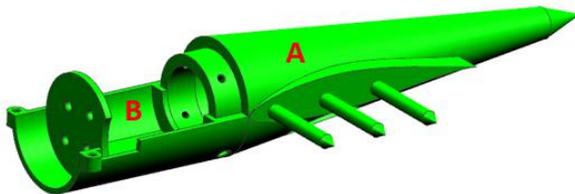


Figura 4.3: Modelo 3D da carenagem lateral (1).



Figura 4.4: Modelo 3D da carenagem lateral (2).

À semelhança das carenagens laterais, as duas carenagens centrais foram modeladas por várias peças de plástico PLA aparafusadas entre si para facilitar a sua substituição ou acesso ao interior das mesmas. A carenagem principal, presente na figura 4.5, é composta por um total de seis partes distintas, onde se incluem os *booms* que fazem a ligação e suporte à empenagem traseira. Começando pela peça “A”, a mesma possui quatro encaixes cilíndricos, com 35 mm de comprimento e 5 mm de diâmetro, de um dos lados para permitir o encaixe na raiz da asa principal. Do lado oposto, esta peça apresenta um perfil alar oco da asa principal por forma a ser aparafusada à *canopy* central. Adicionalmente, na parte inferior desta peça é possível observar uma saliência cilíndrica com 12 mm de comprimento e diâmetros interior e exterior equivalentes a 11 e 17 mm, respetivamente, para encaixe do trem de aterragem frontal. Esta peça possui, também, uma furação para passagem de cablagem. As peças “B” e “C” são geometricamente semelhantes às homólogas da carenagem lateral. A quarta peça, “D”, foi

modelada para a possibilidade de introdução de um motor elétrico nesta posição, sendo que a mesma apenas representa uma função de continuidade estrutural para esta configuração STOL. Da mesma maneira, a peça “E” apresenta a função de continuação estrutural, contendo quatro furações M2 em cada uma das suas extremidades. Por último, a peça “F” contém uma zona de fixação para o estabilizador vertical através de dois encaixes cilíndricos superiores (com 25 mm de comprimento e 5 mm de diâmetro) e dois inferiores (com 12.5 mm de comprimento e 5 mm de diâmetro). A mesma peça exibe uma furação na zona lateral para passagem da cablagem proveniente dos atuadores da empenagem traseira e inclui um encaixe para o trem de aterragem traseiro na zona inferior. A carenagem central, composta pelas seis peças, apresenta um comprimento aproximado de 625 mm, uma espessura média de 2 mm e um peso estrutural de 176.6 g.



Figura 4.5: Modelo 3D da carenagem central.

Na *canopy* central, composta totalmente por plástico PLA, presente nas figuras 4.6 e 4.7, houve a necessidade de aumentar o valor da corda e, consecutivamente, da espessura do perfil do centro da asa principal com o intuito de incluir uma caixa interna com volume suficiente para armazenar os vários componentes aviônicos e a bateria. Esta peça tem uma corda com 192 mm de comprimento nas pontas, 220 mm nas cordas intermédias e 280 mm de comprimento na raiz. Próximo das pontas laterais foram acrescentadas seis furações M3 (três na parte superior e três na parte inferior) permitindo a incorporação das carenagens centrais. Para aumento da rigidez estrutural foram implementadas duas longarinas em forma de “I” desde a caixa até à ponta da asa (uma longarina a 25% e outra a 50% da corda) em cada um dos lados da *canopy* central. Adicionalmente foram acrescentadas várias furações para a passagem de cablagem dos vários instrumentos que se encontram no interior da caixa e uma furação no nariz da *canopy* para inserção do tubo de *pitot*. A *canopy* central apresenta uma largura total de 240 mm e um peso médio aproximado de 368 g. A caixa interna apresenta uma profundidade máxima de 28 mm, uma largura de 142 mm e um comprimento de 190 mm. Na parte inferior desta seção da asa principal foi adicionado um *pylon* com uma forma de perfil alar com o intuito de permitir a fixação da fuselagem de forma aerodinâmica e com o menor atrito possível.



Figura 4.6: Modelo 3D da *canopy* central (1).



Figura 4.7: Modelo 3D da *canopy* central (2).

Para evitar perturbações no escoamento exterior foi desenvolvida uma tampa central com a forma superior do perfil NACA da asa principal. Esta tampa é aparafusada à caixa central através de quatro parafusos M3. A tampa central, presente na figura 4.8, apresenta uma largura de 140 mm, um comprimento de 190 mm e um peso médio de 76.7 g, totalmente construída em PLA. Na figura 4.9 está representado o canto superior traseiro que permite conectar o estabilizador horizontal ao estabilizador vertical a partir de encaixes cilíndricos. Para a fixação do estabilizador horizontal foram implementados três encaixes com 25 mm de comprimento e 5 mm de diâmetro. Para fixação dos estabilizadores verticais foram elaborados dois encaixes de 5 mm de diâmetro, um com 25 mm de comprimento e outro com apenas 15 mm. Cada canto superior apresenta um peso aproximado de 23.4 g.

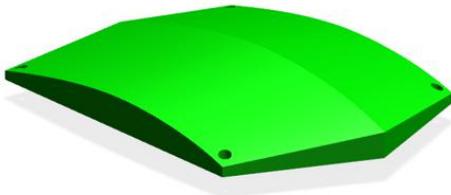


Figura 4.8: Modelo 3D da tampa central.

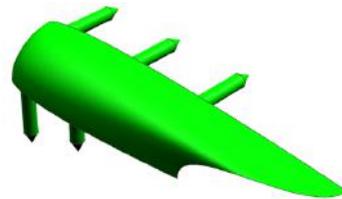


Figura 4.9: Modelo 3D do canto de ligação da empenagem traseira.

Da mesma maneira que a asa principal foi modelada, também os estabilizadores verticais e horizontal foram projetados através da transposição das coordenadas dos seus perfis NACA para determinados planos definidos nas extremidades. Por forma a manter a mesma configuração que o modelo à escala 1 por 10, os estabilizadores verticais apresentam duas partes distintas, uma superior que inclui o leme de direção (figura 4.10) e uma parte inferior sem qualquer função de controlo com 20 mm de envergadura. Na figura 4.11 é possível observar o estabilizador horizontal e o respetivo leme de profundidade, incluindo as furações para inserção dos encaixes cilíndricos que irão permitir a fixação da empenagem traseira como um único corpo sólido e rígido. As dimensões utilizadas para a modelação destas superfícies alares e das suas partes móveis foram mencionadas nas tabelas 3.3 e 3.4.



Figura 4.10: Modelo 3D do estabilizador vertical. Figura 4.11: Modelo 3D do estabilizador horizontal.

Quanto à fuselagem desta aeronave, foram idealizadas duas opções diferentes para cada configuração. A fuselagem construída em espuma XPS representaria as características ideais face ao fator de escalonamento de dimensões (obtidas na tabela 3.1 do sub-capítulo 3.2). Adicionalmente, por motivos de dificuldade de uma construção simétrica e com acabamento superficial imperfeito, a ideia de construção da fuselagem com recurso a espuma XPS foi retirada do projeto. Assim, optou-se por uma fuselagem construída em plástico PLA, tal como ilustrada nas figuras 4.12 e 4.13. Esta fuselagem apre-

senta duas peças distintas com o intuito de permitir um fácil acesso ao seu interior que será destinado ao transporte de uma segunda bateria para a configuração VTOL. Para esta configuração STOL, no conjunto das duas peças, a fuselagem representada assume um peso estrutural aproximado de 90.8 g, um comprimento total de 230.5 mm, uma espessura de 2 mm e uma forma aerodinâmica com o intuito de criar a menor resistência aerodinâmica possível. A peça frontal é aparafusada à peça traseira através de quatro parafusos M3. Na parte superior da fuselagem foi implementado um perfil NACA idêntico ao *pylon* da *canopy* central por forma a permitir a junção e remoção da fuselagem à aeronave. Para o método de fixação da fuselagem à aeronave foi escolhida a utilização de velcro de baixo perfil (*“low profile velcro 3M”*) com intuito de permitir uma remoção e fixação expeditas da fuselagem sem adição de peso estrutural significativo com a incorporação de sistemas mecânicos ou elétricos complexos.



Figura 4.12: Modelo 3D da fuselagem (1).



Figura 4.13: Modelo 3D da fuselagem (2).

Após a modelação de todos os componentes estruturais desta aeronave à escala 1 por 15 da aeronave original *Flexcraft*, foram implementados modelos representativos tridimensionais dos vários instrumentos integrantes deste VRP. Estes instrumentos, nomeadamente os motores elétricos, as hélices, os ESC, os servos e os trens de aterragem, foram obtidos através da plataforma *GrabCAD*® [87]. A cada componente foram atribuídas as dimensões reais, o peso estipulado pelo fabricante e a respetiva posição exata na aeronave. A disposição dos vários componentes encontra-se representada nas figuras 4.14 e 4.15, onde consta a configuração estrutural final da versão STOL da aeronave após a realização de correções e alterações estruturais aplicadas, descritas no sub-capítulo 4.3.



Figura 4.14: Representação 3D do modelo 1/15 da aeronave *Flexcraft* (1).



Figura 4.15: Representação 3D do modelo 1/15 da aeronave *Flexcraft* (2).

### 4.3 Alterações e Melhorias Estruturais Implementadas

Face a imprevistos estruturais que surgiram ao longo das análises computacionais feitas à aeronave foram implementadas diversas alterações à geometria da mesma. Uma das principais preocupações com a geometria inovadora e a distribuição específica dos componentes desta aeronave prende-se com a dificuldade em obter valores de margem estática aceitáveis para uma boa condição de voo. Após al-

gumas análises de estabilidade prévias surgiu a necessidade de movimentar o centro de gravidade para uma distância mais próxima do bordo de ataque da asa principal ao longo do eixo longitudinal, a fim de obter um valor percentual de margem estática positivo e, preferencialmente, entre os 5% e os 25% [78]. Por forma a solucionar este problema objetivou-se aumentar o peso estrutural na parte frontal da aeronave e reduzir o peso na zona traseira. A primeira medida realizada consistiu na redução do comprimento dos *booms* centrais por forma a aproximar a empenagem traseira e, consecutivamente, permitir uma diminuição do peso estrutural atrás do centro de gravidade em 21 g. Adicionalmente, foi reduzida a espessura dos *booms* centrais a partir da passagem pela *canopy* central sem comprometimento da rigidez estrutural da empenagem traseira, representando uma redução de peso estrutural significativa equivalente a 114.3 g.

Não sendo a redução de peso estrutural realizada na zona traseira da aeronave suficiente, surgiu a necessidade de implementar vários lastros na parte frontal da aeronave. Com a dupla função de contribuir para o aumento da rigidez estrutural da asa principal à flexão e de reposicionar o centro de gravidade para junto do bordo de ataque, foi introduzido um varão de aço roscado com diâmetro de 8 mm próximo do bordo de ataque da asa (sensivelmente a 15% da corda) e duas tiras de carbono bidirecional (uma no intradorso e outra no extradorso) entre os 15% e os 50% de corda do perfil, aproximadamente. Com um peso unitário equivalente a 134 g por cada varão e a 6.5 g por cada fita de fibra de carbono, esta solução resultou num aumento de peso estrutural total de 281 g. Numa fase posterior do projeto, estes varões roscados foram fixados às paredes da caixa interna da *canopy* central com o intuito de eliminar o diedro negativo que as asas principais pudessem exibir de forma errada e prejudicial, tal como mostra a figura 4.16. Para isso foram adicionadas, no total, quatro anilhas e quatro porcas M8, com uma adição de peso equivalente a 47 g a 51.5 mm do centro de gravidade (na direção do bordo de ataque). Adicionalmente, foram implementados lastros de chumbo em forma de triângulo na zona frontal do interior da *canopy* central. O chumbo foi o material escolhido para ser utilizado como lastro nesta aeronave devido ao facto de ser um metal não-ferromagnético com elevada densidade, não causando quaisquer interferências com o funcionamento dos motores ou dos restantes instrumentos eletrónicos e aviónicos. Cada um dos lastros triangulares representa um acréscimo de peso estrutural de 100 g, perfazendo um total de 200 g. Por fim, foram introduzidos lastros de chumbo semi-cilíndricos na parte superior do interior das peças frontais das carenagens laterais e centrais. Cada um destes lastros apresenta um peso equivalente a 115.5 g, contribuindo para um aumento total do peso da aeronave em 462 g na parte frontal da mesma.

Outra modificação estrutural consistiu na inserção de varões de carbono com 1 mm de diâmetro no bordo de fuga da várias partes móveis das asas principais e estabilizadores verticais. Esta aplicação foi efetuada com o intuito de fortalecer as partes móveis e impedir a torção das mesmas em voo face aos esforços aplicados durante os seus movimentos angulares entre a pressão do escoamento de ar e a força aplicada pelo servo. Foram escolhidos varões de carbono devido à sua alta rigidez e baixa densidade, com um diâmetro reduzido com a finalidade de não contribuir para o aumento do peso estrutural atrás do centro de gravidade. Assim, com a aplicação destes varões o movimento angular das partes móveis é igual em toda a sua envergadura, mesmo que a zona de aplicação do servo se encontre

numa das extremidades. Para os *flaperons* foram utilizados varões com 198 mm de comprimento com um peso unitário de 0.1 g. Nos lemes de direção foram aplicados varões com 140 mm de comprimento com um peso equivalente a 0.07 g cada.

Para além de alterações à geometria da aeronave e implementação de reforços estruturais, foram modelados suportes para os vários instrumentos aviônicos e para a bateria elétrica do interior da *canopy* central com o intuito de impedir a movimentação dos mesmos durante o voo. Desta forma, com a fixação dos componentes internos previne-se a movimentação indesejada do centro de gravidade da aeronave com possíveis consequências prejudiciais ao controlo e performance do VRP. Adicionalmente, a existência de suportes fixos na *canopy* central permite uma fácil colocação e substituição dos vários instrumentos na sua localização exata previamente planeada por forma a garantir a posição e a margem estática desejada. A escolha da posição dos vários instrumentos internos à *canopy* central foi realizada por forma a colocar os componentes de peso superior o mais próximo do bordo de ataque possível dentro das restrições dimensionais e volumétricas existentes. Na figura 4.16 é possível observar os vários suportes e os respetivos componentes presentes no interior da *canopy* central.

Por fim, com o objetivo de permitir uma fácil remoção e substituição dos servos existentes nesta aeronave sem danificar as superfícies das asas, foram modelados diferentes suportes em plástico PLA que permitem um encaixe expedito nos mesmos. A base inferior de cada um destes suportes apresenta uma curvatura equivalente à zona do perfil da asa em que será colado. Desta forma, tal como consta na figura 4.17, foi atribuída uma forma aerodinâmica à peça com intuito de reduzir ao máximo a resistência aerodinâmica criada pelo servo. Cada uma destas peças possui furações para a fixação dos servos e uma ranhura para a passagem da cablagem dos mesmos. A soma total do peso acrescentado à aeronave com a implementação destes componentes é equivalente a 39.1 g.

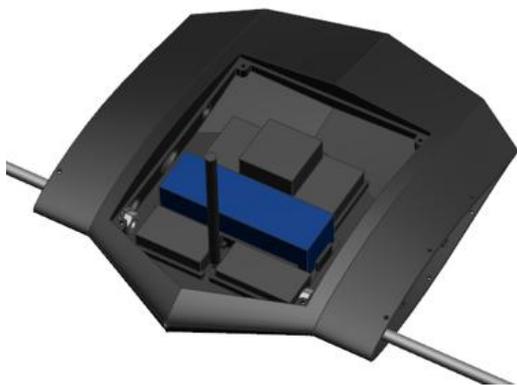


Figura 4.16: Modelo 3D dos componentes distribuídos na *canopy* central.

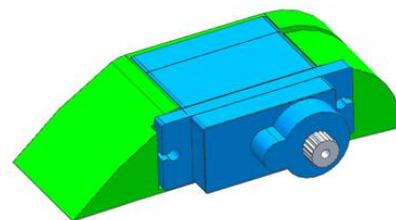


Figura 4.17: Modelo 3D de um suporte dos servos.

## 4.4 Análise de Estabilidade

De forma análoga ao que foi realizado no final do sub-capítulo 3.3, antes da realização da análise de estabilidade é necessário verificar o peso total previsto para a aeronave com a inclusão de todos os componentes estruturais e instrumentação de voo nas suas posições finais. Relembrando os valores

teóricos estimados na tabela 3.20 e no gráfico da figura 3.20, neste capítulo segue-se a validação da distribuição percentual de massa por grupo de componentes, bem como a verificação do somatório de todos os pesos que deverá ser próximo dos 3 kg previstos. Assim, na tabela 4.6 e gráfico da figura 4.18 constam os valores de peso por grupo de componentes obtidos através da atribuição das respectivas densidades de material a cada um dos componentes modelados anteriormente para a configuração STOL desta aeronave.

Grupo	Componentes	Massa [g]
Estrutura	Asas, booms de ligação, carenagens laterais e centrais, trens de aterragem, canopy central, lastro, porcas, anilhas e varões	2184.0
Aviônicos	Pixhawk, antena GPS, tubo de pitot, transmissor e recetor de telemetria, recetor de controlo de rádio, servos e control horns	298.8
Propulsão	Motores elétricos, hélices e ESC	161.6
Bateria	Bateria	230.5
Payload	Fuselagem	90.8
Total		2965.7

Tabela 4.6: Distribuição de massa por grupos de componentes.

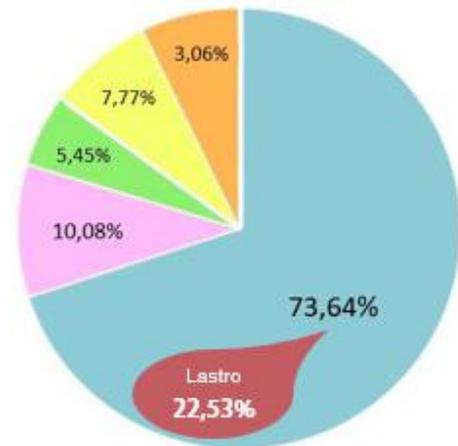


Figura 4.18: Distribuição percentual de massa.

É relevante notar que, segundo consta na tabela 4.6, não foram tidos em conta os pesos dos vários parafusos existentes na aeronave pois os mesmos não foram modelados, bem com a cablagem e a fibra de carbono aplicada nas asas principais. Através da análise do gráfico da figura 4.18, é possível observar uma redução da percentagem de peso destinado à carga útil a transportar equivalente a 57.50%, dos previstos 7.20% para os atuais 3.06%, traduzindo-se numa redução de 125.3 g. Este fator será compensado na configuração VTOL como se observará no capítulo 5. As restantes distribuições percentuais de massas dos demais grupos de componentes mantiveram um valor percentual próximo ao obtido no gráfico da figura 3.20, com destaque para grande percentagem de massa atribuída à estrutura da aeronave devido à implementação de lastros de chumbo (ver figura 4.19).

A distribuição dos equipamentos aviônicos, do sistema de propulsão, da bateria e da fuselagem irão ter influência direta na localização do centro de gravidade. Neste ponto, uma localização precisa e exata do centro de gravidade é fundamental para o design da aeronave a fim de garantir uma estabilidade longitudinal estática positiva, requisito de voo de qualquer avião. Para uma melhor percepção do equilíbrio total desta configuração STOL, nas tabelas C.1 e C.2 do anexo C constam as posições de coordenadas e peso estrutural de cada componente. Por questões de facilidade de compreensão da tabela C.1, na figura 4.20 estão representadas as numerações e código de cores de cada um dos componentes integrantes nesta aeronave. A amarelo estão identificados os motores, hélices e os respectivos ESC, a vermelho estão representados os servos, a cor verde diz respeito aos cantos superiores em PLA e aos estabilizadores verticais da empenagem traseira, a azul estão assinaladas as asas principais e, por último, a cor roxa corresponde aos trens de aterragem.

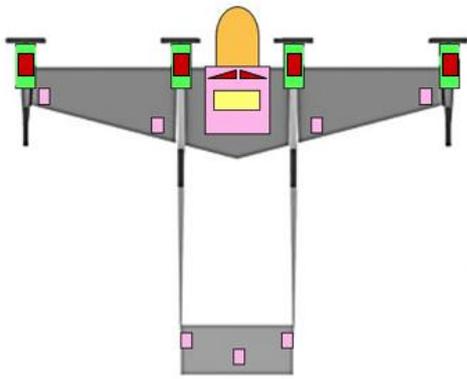


Figura 4.19: Distribuição dos grupos de componentes da configuração STOL.

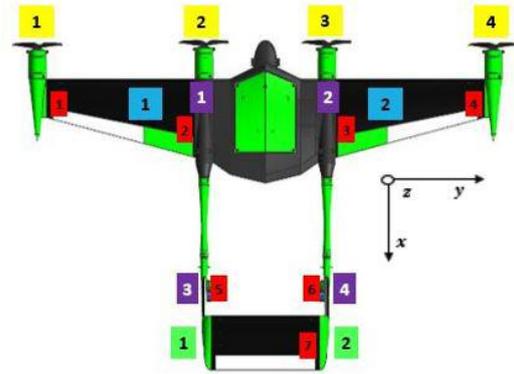


Figura 4.20: Código de cores e numeração dos componentes da configuração STOL.

Contabilizando todos os componentes da aeronave nas suas posições definitivas obtiveram-se os seguintes somatórios de momentos nos três eixos globais da aeronave:  $M_x = 181.96 \text{ kg.mm}$ ,  $M_y = -0.32 \text{ kg.mm}$  e  $M_z = 8.08 \text{ kg.mm}$ . Juntamente com o somatório dos pesos dos vários componentes (MTOW), calcularam-se os valores das coordenadas teóricas do centro de gravidade através da expressão:  $x_{CG} = M_x/MTOW$  (o mesmo se aplica às coordenadas  $y$  e  $z$ ), representados na tabela 4.7. Adicionalmente, como forma de validação dos resultados obtidos, na mesma tabela 4.7 constam os valores do centro de gravidade total da aeronave obtidos computacionalmente no *Siemens NX 12.0*<sup>®</sup>. Foram obtidas coordenadas do centro de gravidade global para a configuração STOL desta aeronave com e sem fuselagem acoplada.

		MTOW [g]	$x_{CG}$ [mm]	$y_{CG}$ [mm]	$z_{CG}$ [mm]
Teoricamente	S/ Fuselagem	2879.1	62.8	-0.1	4.3
	C/Fuselagem	2969.9	61.3	-0.1	2.7
Computacionalmente	S/Fuselagem	2688.9	60.3	-0.1	7.4
	C/Fuselagem	2779.7	58.7	-0.1	5.5

Tabela 4.7: Coordenadas do centro de gravidade global teóricas e computacionais do modelo 1 por 15 da aeronave *Flexcraft*.

Analisando a tabela 4.7 é possível observar a existência de uma diferença igual a 2.5 mm na coordenada  $x_{CG}$  entre as duas metodologias, correspondendo a um desvio equivalente a 4.1%, para a situação da configuração STOL sem fuselagem acoplada. No caso em que a fuselagem se encontra conectada à aeronave, obtém-se uma diferença de  $x_{CG}$  igual a 2.5 mm, significando um desvio equivalente a 4.3%. As diferenças de valores obtidos para a posição do centro de gravidade no eixo longitudinal são justificadas pela ausência de determinados componentes na análise efetuada computacionalmente, nomeadamente os trens de aterragem, a antena GPS e o tubo de *pitot*. Os valores obtidos para ambas as metodologias apresentam um desvio do valor real devido ao facto de não terem sido incluídos os pesos e coordenadas de centro de massa de componentes como os parafusos, a cablagem, as tiras de fibra de carbono, os reforços de carbono nas partes móveis e o velcro presente em várias partes da aeronave. Quando comparados os valores da tabela 4.7 com os resultados obtidos por escalonamento da tabela 3.21, conclui-se que um erro superior a 30% é demasiado elevado e que

o valor de  $x_{CG}$  igual a 42.0 mm obtido por escalonamento direto da aeronave original é irrealista para este modelo 1 por 15 do *Flexcraft*. Por outro lado, pela tabela 4.7 é possível observar um desequilíbrio lateral em relação ao valor de  $y_{CG}$  que pode ser explicado pela diferença de pesos existente entre os recetores de rádio-controlo e de telemetria presentes na *canopy* central. Contudo, por forma a atenuar este desequilíbrio, o servo do estabilizador horizontal da empenagem traseira foi posicionado no lado direito do mesmo.

Após a obtenção de valores do centro de gravidade global por duas metodologias distintas, com e sem a fuselagem acoplada, segue-se o cálculo da margem estática correspondente a cada uma das situações através da expressão 3.33 do capítulo anterior. A variável  $MAC$  pode ser calculada através da expressão 3.1, com um valor equivalente a 200.8 mm, valor que difere do obtido através de escalonamento devido à alteração da corda da raiz da asa na zona central e, consecutivamente, do afilamento da asa como referido no capítulo 3.2. Por outro lado, a coordenada  $xx$  do ponto neutro considerada foi calculada como 37% do valor da corda média aerodinâmica obtida [88] [89], resultando num valor equivalente a 74.3 mm que difere do valor obtido por escalonamento referido na tabela 3.21. Assim, na tabela 4.8 constam os valores de margem estática percentuais obtidos.

Teoricamente		Computacionalmente	
S/ Fuselagem	C/ Fuselagem	S/ Fuselagem	C/ Fuselagem
5.73%	6.49%	6.98%	7.76%

Tabela 4.8: Valores de margem estática teóricos e computacionais obtidos para o modelo 1 por 15 da aeronave *Flexcraft*.

Da análise da tabela 4.8 é possível observar que a margem estática obtida para ambas as metodologias, com e sem fuselagem, embora seja reduzida, apresenta valores positivos dentro dos parâmetros aceitáveis para o controlo da aeronave em voo (entre os 5% e os 25%, como referido anteriormente). Para ambas as metodologias observa-se que o valor da margem estática aumenta quando a fuselagem se encontra acoplada, ou seja, isto deve-se à aproximação do centro de gravidade global ao bordo de ataque da asa principal. Os valores de margem estática obtidos diferem do valor obtido por escalonamento na tabela 3.21, concluindo que tal valor não pode ser obtido nem aplicado por método de escalonamento.

Com o auxílio da ferramenta computacional *Siemens NX 12.0*<sup>®</sup> foi possível obter os valores dos momentos de inércia nos três eixos ( $I_x, I_y, I_z$ ). Estes valores, presentes na tabela 4.9, juntamente com o peso máximo à descolagem, da tabela 4.7, foram introduzidos como parâmetros iniciais da análise de estabilidade no programa *XFLR5*<sup>®</sup>. Desta forma, computacionalmente, obtiveram-se os valores das derivadas de estabilidade não-dimensionais longitudinais ( $C_{x_u}, C_{x_\alpha}, C_{x_q}, C_{m_u}, C_{m_\alpha}, C_{m_q}, C_{L_u}, C_{L_\alpha}, C_{L_q}$ ) e laterais ( $C_{Y_b}, C_{Y_p}, C_{Y_r}, C_{l_b}, C_{l_p}, C_{l_r}, C_{n_b}, C_{n_p}, C_{n_r}$ ), presentes nas tabelas 4.10 e 4.11, respetivamente [78]. Adicionalmente, através das equações presentes nas tabelas B.1 e B.2, do anexo B, foram calculadas as respetivas derivadas de estabilidade dimensionais longitudinais ( $X_u, X_w, M_u, M_w, M_q, Z_u, Z_w, Z_q$ ) e laterais ( $Y_v, Y_p, Y_r, L_v, L_p, L_r, N_v, N_p, N_r$ ), contempladas nas tabelas 4.10 e 4.11 [78]. Por motivos de simplicidade são apenas apresentados os resultados de estabilidade da configuração STOL sem a presença de fuselagem. Porém, verificou-se que a inserção de fuselagem não altera o

comportamento de estabilidade desta aeronave. Para o cálculo dos valores presentes das duas tabelas mencionadas foi considerada uma velocidade de cruzeiro equivalente a 25 m/s, uma superfície alar total igual a 0.212 m<sup>2</sup> e a pressão dinâmica  $q$  com o valor de 382.81 Pa. Estes valores de momentos de inércia obtidos computacionalmente serão alvo de validação através de ensaios experimentais no capítulo 7.

	$I_x$ [kg.mm <sup>2</sup> ]	$I_y$ [kg.mm <sup>2</sup> ]	$I_z$ [kg.mm <sup>2</sup> ]
S/ Fuselagem	170771.5	60778.5	227436.6
C/ Fuselagem	170039.4	61410.2	227847.6

Tabela 4.9: Momentos de inércia obtidos computacionalmente para o modelo 1 por 15 do *Flexcraft*.

Variáveis Longitudinais			
$C_{xu}$	-0.005	$X_u$	-0.0045
$C_{x\alpha}$	0.1084	$X_w$	0.1047
$C_{xq}$	0.0582	-	-
$C_{mu}$	$-1e^{-5}$	$M_u$	$-8.58e^{-5}$
$C_{m\alpha}$	-0.807	$M_w$	-6.9232
$C_{mq}$	-0.547	$M_q$	-0.4711
$C_{Lu}$	$-1e^{-5}$	$Z_u$	$-9.66e^{-6}$
$C_{L\alpha}$	4.8663	$Z_w$	-4.6999
$C_{Lq}$	8.2269	$Z_q$	-0.7978

Tabela 4.10: Variáveis de estabilidade estática longitudinal.

Variáveis Laterais			
$C_{Yb}$	-0.330	$Y_v$	-0.318
$C_{Yp}$	-0.005	$Y_p$	-0.002
$C_{Yr}$	0.3656	$Y_r$	0.1766
$C_{lb}$	-0.003	$L_v$	-0.376
$C_{lp}$	-0.431	$L_p$	-3.274
$C_{lr}$	0.0611	$L_r$	0.4648
$C_{nb}$	0.1713	$N_v$	39.126
$C_{np}$	-0.049	$N_p$	-0.279
$C_{nr}$	-0.190	$N_r$	-1.088

Tabela 4.11: Variáveis de estabilidade estática lateral.

Comparando os resultados obtidos nas tabelas 4.10 e 4.11 com as condições de estabilidade referidas na tabela 3.22, do sub-capítulo 3.6, é possível concluir a garantia da estabilidade estática longitudinal, lateral e direcional da aeronave. É importante referir que os valores de momentos de inércia que permitiram a obtenção destes resultados de estabilidade apresentam um desvio do valor real face à ausência de trens de aterragem, cablagem, parafusos, da antena GPS e do tubo de *pitot* no modelo computacional, tal como referido anteriormente. Esta aproximação realizada insere desvios nas derivadas de estabilidade obtidas.

Passando agora para a análise da estabilidade dinâmica deste modelo de aeronave tridimensional, com base nos momentos de inércia obtidos (tabela 4.9), na posição do centro de gravidade (tabela 4.7) e no peso máximo à descolagem (tabela 4.7) obtiveram-se os valores próprios dos diferentes modos longitudinais e laterais. Nas tabelas 4.12 e 4.13 estão representados os modos dinâmicos longitudinais e laterais, respetivamente, para a configuração STOL desta aeronave sem a presença de fuselagem. Tal como na análise da estabilidade estática, foram obtidos e examinados valores para a configuração STOL com fuselagem acoplada apesar de não serem aqui apresentados. Adicionalmente, nas figuras 4.21 e 4.22 é possível observar os gráficos correspondentes ao plano de *Argand* (ou *root locus*) onde constam os valores próprios de cada um dos modos dinâmicos referidos.

Período Curto
$-10.2423 \pm 16.2751i$
Fugóide
$-0.0014 \pm 0.3364i$

Tabela 4.12: Valores próprios dos modos longitudinais.

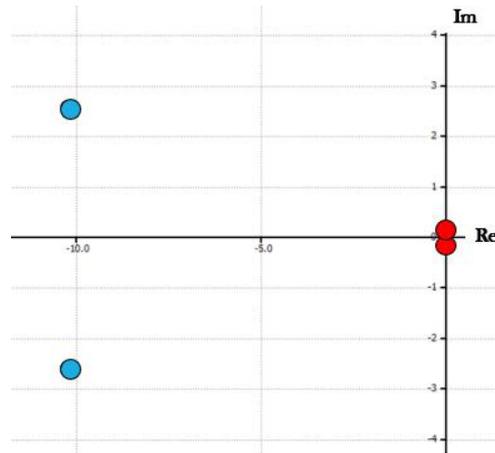


Figura 4.21: *Root locus* da estabilidade dinâmica longitudinal.

Espiral
0.0357
Rolamento Holandês
$-0.9627 \pm 9.8213i$
Rolamento
-4.4831

Tabela 4.13: Valores próprios dos modos laterais.

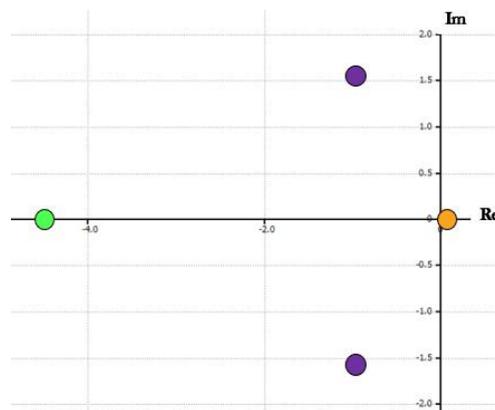


Figura 4.22: *Root locus* da estabilidade dinâmica lateral.

Pela análise das tabelas 4.12 e 4.13 é possível observar os valores próprios obtidos para cada um dos modos longitudinais e laterais, bem como os valores das constantes de amortecimento e frequência natural. Adicionalmente, é possível concluir que a configuração STOL desta aeronave apresenta estabilidade dinâmica em todos os modos longitudinais face à negatividade da parte real dos valores próprios obtidos. Contudo, para a estabilidade dinâmica lateral/direcional é possível observar pela tabela 4.13 e pelo gráfico 4.22 que o modo de espiral desta aeronave apresenta um valor próprio real positivo e, consecutivamente, apresenta instabilidade mas sem acarretar preocupações devido ao seu lento desenvolvimento, tal como explicado no capítulo 3.6. Os restantes modos laterais encontram-se dentro dos requisitos de estabilidade dinâmica. Tal como a análise de estabilidade estática, os valores próprios obtidos apresentam desvios de exatidão devido às suposições e aproximações impostas anteriormente, nomeadamente a utilização dos momentos de inércia de uma versão tridimensional incompleta da aeronave, a impossibilidade de incluir o efeito da viscosidade na análise computacional segundo o método VLM (Método de Malha de Vórtices) utilizado e a independência dos resultados obtidos com a velocidade da aeronave por defeito do método VLM [49].

## 4.5 Análise Estrutural

Com o intuito de verificar a integridade estrutural do modelo 1 por 15 da aeronave *Flexcraft* perante os esforços aplicados à mesma durante o seu envelope de voo segue-se uma análise estrutural pormenorizada dos seus componentes estruturais tidos como principais e mais críticos. Esta análise estrutural foi realizada através do programa computacional *Siemens NX 12.0*<sup>®</sup>, com o recurso ao Método de Elementos Finitos (FEM, *Finite Elements Method*), à configuração STOL tridimensional deste modelo VANT sem a presença da fuselagem. A análise por elementos finitos permite assegurar a integridade da estrutura da aeronave para as cargas críticas identificadas no envelope de voo da mesma. Após a modelação geométrica do modelo tridimensional em CAD é necessário dividi-lo em inúmeros elementos finitos por forma a criar uma malha (*mesh*, na língua inglesa). Adicionalmente, nesta etapa da análise estrutural, procede-se à atribuição das propriedades mecânicas dos vários materiais que integram os componentes estruturais alvos de estudo. Para a obtenção de resultados são aplicadas as condições de fronteira que simulam o ambiente estático e dinâmico ao qual a aeronave se encontra sujeita, nomeadamente as cargas e forças aplicadas, a existência de geometrias fixas ou móveis ou as condições de contacto existente entre dois ou mais componentes. Por último, efetua-se a simulação computacional da resposta estrutural às condições previamente aplicadas, onde serão analisados os resultados de deflexões, tensões e modos de vibração existentes na aeronave ou em componentes tidos como críticos.

Numa fase prévia à análise estrutural desta aeronave é relevante compreender os tipos de elementos finitos existentes por forma a escolher a melhor opção que irá prever o comportamento estrutural do modelo desta aeronave. O *Siemens NX 12.0*<sup>®</sup> possui um gerador de malha de elementos finitos automático que permite criar uma malha com base no volume, área de superfície e detalhes geométricos do componente em causa. Contudo, o valor gerado pelo programa requer um refinamento de malha com a sucessiva redução do tamanho de cada elemento que irá resultar numa solução mais realista e exata. Este processo designa-se de análise de convergência. Consoante o componente estrutural que se visa analisar, o programa *Siemens NX 12.0*<sup>®</sup> permite a utilização de elementos finitos 2D para componentes do tipo casca e 3D para componentes sólidos [53] [90]. Face à complexidade geométrica dos componentes sujeitos a esta análise estrutural, optou-se pela utilização de elementos tetraédricos quadráticos CTETRA(10). Estes elementos apresentam uma formulação Lagrangeana com um total de 10 nós, ou seja, 30 graus de liberdade por elemento [45]. É importante ter em conta que quanto maior o número de nós, e de graus de liberdade, de um determinado elemento finito maior será a exatidão dos resultados e menor a necessidade de análise de convergência, contudo requer um maior tempo de simulação computacional.

Por forma a obter valores teóricos para futura validação dos resultados computacionais, segue-se a aplicação da metodologia de *Euler-Bernoulli* às asas principais desta aeronave escalonada. Estes cálculos analíticos devem ser realizados previamente por forma a compreender a ordem de magnitude de deflexão e tensão máxima, neste caso das asas principais para a condição de voo cruzeiro. Esta teoria relaciona a tensão medida na estrutura com a curva teórica proveniente das fórmulas para vigas

cantilever encastradas. Para isso, a asa principal deve ser aproximada a uma viga retangular com secção transversal constante com as dimensões  $500 \times 140.5 \times 21.1$  mm (comprimento, largura e altura) ao qual será aplicada a equação diferencial 4.1 de *Euler-Bernoulli* que descreve a relação entre a carga e a deformação da viga. Sabendo que a máxima deflexão da viga ocorre na extremidade livre da mesma, o seu valor pode ser obtido pela equação 4.2 [15] [51] [91] [92].

$$\frac{d^4 y(x)}{dx^4} = \frac{q(x)}{EI} \quad (4.1) \quad |y_{max}| = \frac{qL^4}{8EI} \quad (4.2)$$

Quanto à tensão máxima sentida na asa, pela teoria de flexão pura descrita na equação diferencial 4.3, é possível relacionar o momento defletor sentido com a tensão máxima da asa principal que será, novamente, aproximada a uma viga retangular de seção transversal constante. Assim, segundo as dimensões da viga referidas anteriormente, através da equação 4.4 é possível obter uma estimativa inicial do valor de tensão máxima esperado para asas principal desta aeronave [15] [51] [91] [92].

$$\frac{d^2 y(x)}{dx^2} = \frac{M(x)}{EI} \quad (4.3) \quad \sigma_{max} = \frac{M(L)c}{I} \quad (4.4)$$

Assim, na tabela 4.14 constam os valores das variáveis presentes nestas duas equações mencionadas e os resultados das mesmas. A variável  $x$  corresponde à distância ao longo da viga desde a raiz à ponta,  $y(x)$  diz respeito à deflexão sentida na distância  $x$  considerada,  $L$  é equivalente ao comprimento da viga, a incógnita  $q(x)$  representa a função de carregamento e, por fim, as propriedades mecânicas  $E$  e  $I$  retratam o módulo de elasticidade do material e o segundo momento de área da asa segundo o eixo de flexão considerado, respetivamente. O valor do carregamento  $q$ , em N/m, é obtido para a semi-envergadura da asa principal através da sustentação calculada para o fator de carga considerado ( $n = L/W$ ). Da equação 4.4, a variável  $\sigma_{max}$  corresponde à tensão máxima sentida na distância  $x$  considerada, através do momento de flexão  $M(x)$  que é dado por  $qL^2/2$  nesta situação de carga distribuída ao longo da viga. A variável  $c$  corresponde à distância perpendicular ao eixo do momento aplicado.

$I$ [m <sup>4</sup> ]	$E$ [Pa]	$n$ [-]	$q$ [N/m]	$M$ [Nm]	$ y_{max} $ [mm]	$\sigma_{max}$ [MPa]
1.096e <sup>-7</sup>	16.958e <sup>6</sup>	-1.8	-26.487	-3.311	111.34	0.637
		4.4	64.746	8.093	272.16	1.556

Tabela 4.14: Valores teóricos de deslocamento e tensão máxima para a asa principal sem reforço estrutural.

Tendo em consideração a aproximação da asa principal a uma viga retangular, conclui-se que os valores obtidos para o deslocamento e para a tensão máxima são limites máximos conservativos. Computacionalmente, com a utilização de elementos finitos tridimensionais tetraédricos quadráticos, foram realizadas análises estruturais às asas principais desta aeronave por forma a observar o seu comportamento perante os fatores de carga máximo e mínimo estabelecidos no envelope de voo: 4.4 e -1.8, respetivamente. Tal como referido anteriormente, foi necessário realizar uma análise de convergência de malha por forma a obter resultados com maior exatidão. Na tabela 4.15 é possível observar que

ocorreu uma convergência do valor de tensão máxima para uma malha com 13058 elementos finitos de 12.5 mm cada.

Tam. [mm]	Nº Element.	$y_{max}$ [mm]	Erro [%]	$\sigma_{max}$ [MPa]	Erro [%]
25	9921	229.40	0.44	1.149	0.52
22.5	10344	229.16	0.33	1.146	0.26
20	11323	229.10	0.31	1.145	0.17
17.5	11905	229.08	0.30	1.145	0.17
15	12074	228.96	0.25	1.144	0.09
12.5	13058	228.64	0.11	1.144	0.09
10	17023	228.45	0.02	1.144	0.09
7.5	29741	228.40	0	1.143	0

Tabela 4.15: Análise de convergência de malha da asa principal.

Com a introdução das propriedades mecânicas para a espuma XPS, da tabela 4.1, foram obtidos os resultados de deslocamento e tensão máxima do modelo tridimensional da asa principal, presentes na tabela 4.16. As imagens de C.1 a C.4, representativas dos resultados obtidos, encontram-se afixadas no anexo C.

$n$	$y_{max}$ [mm]	$\sigma_{max}$ [MPa]
-1.8	93.54	0.468
4.4	228.64	1.144

Tabela 4.16: Valores computacionais de deslocamento e tensão máxima para a asa principal sem reforço estrutural.

Pela tabela 4.16 observou-se que os valores obtidos apresentam um desvio significativo dos resultados teóricos calculados previamente (19.0 % para os deslocamentos máximos e 36.0% para as tensões máximas), contudo exibem uma ordem de grandeza semelhante, confirmando a validação dos mesmos. Tal como expectável, os valores obtidos por uma metodologia computacional apresentam valores inferiores aos teóricos devido à geometria da asa considerada ser aproximada da realidade. Pela a análise das tabelas 4.1 e 4.16 é possível observar que o valor de tensão máxima presente na asa principal excede a tensão de cedência do material XPS,  $\sigma_{ced} = 0.361$  MPa. Desta forma, tal como referido no capítulo 4.3, foram introduzidas duas vigas de aço inoxidável roscado, com um diâmetro de 8 mm, com o objetivo de fornecer rigidez estrutural à flexão das asas principais. Com o intuito de verificar a eficiência desta implementação estrutural, na tabela 4.17 constam os valores obtidos teórica e computacionalmente para o deslocamento e tensão máxima para o varão de aço sujeito às mesmas condições de carga. Os resultados foram obtidos com uma malha de 3040 elementos finitos de 2.25 mm cada após ter sido efetuada uma análise de convergência. Para uma melhor percepção das análises estruturais efetuadas, ver o anexo C, das figuras C.5 à C.8.

Teoricamente			Computacionalmente		
$n$	$y_{max}$ [mm]	$\sigma_{max}$ [MPa]	$n$	$y_{max}$ [mm]	$\sigma_{max}$ [MPa]
-1.8	4.90	65.868	-1.8	3.44	70.460
4.4	11.98	161.010	4.4	8.41	172.230

Tabela 4.17: Valores teóricos e computacionais de deslocamento e tensão máxima para a viga de aço.

É possível constatar, tal como previsto, que o varão de aço não cede perante as cargas impostas nos limites do envelope de voo desta aeronave. Assim, na tabela 4.18 e figuras 4.23 e 4.24 são apresentados os resultados estruturais computacionais que comprovam o aumento da rigidez do conjunto asa e varão de aço por forma a evitar a cedência do material XPS constituinte da asa principal. Para a realização desta análise estrutural foram utilizadas as dimensões de malha provenientes das anteriores análises de convergência para cada um dos componentes analisados. É relevante anotar que as tensões máximas foram concentradas no varão de aço, atenuando a deformação da asa principal. No anexo C, nas figuras C.9 e C.10, estão representadas as simulações estruturais efetuadas para a aplicação de um fator de carga igual a -1.8.

$n$	$ y_{max} $ [mm]	$\sigma_{max}$ [MPa]
-1.8	8.19	49.31
4.4	20.03	120.54

Tabela 4.18: Valores computacionais de deslocamento e tensão máxima para a asa principal reforçada.

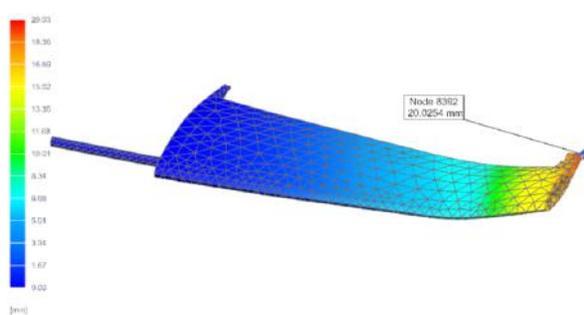


Figura 4.23: Deslocamento obtido na extremidade do conjunto asa mais viga de aço para aplicação de uma carga igual a 4.4g.

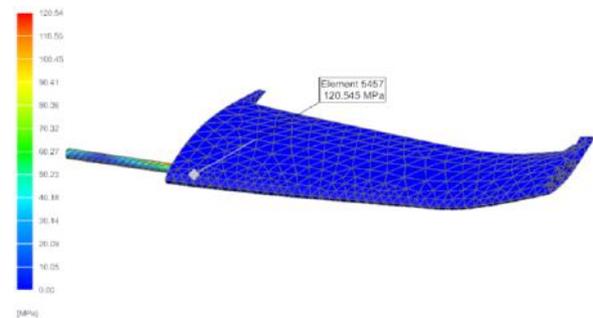


Figura 4.24: Tensão máxima obtida no conjunto asa mais viga de aço para aplicação de uma carga igual a 4.4g.

Pelos resultados obtidos é possível observar a redução acentuada do valor de deslocamento na ponta da asa principal para valores não significativos e alarmantes. Quanto aos valores de tensão máxima observados, estes apresentam grande amplitude quando analisados na viga de aço, porém a asa permanece intacta e sujeita a tensões inferiores à tensão de cedência da espuma XPS. É importante referir que os valores de deslocamento e tensão máxima reais deverão ser inferiores aos obtidos nesta tabela 4.18 devido à implementação adicional de fibra de carbono que não foi contabilizada nestas simulações teóricas e computacionais, fator que aumentará a integridade estrutural da asa principal.

Adicionalmente, com recurso ao *Siemens NX 12.0*<sup>©</sup> e por forma a garantir a integridade estrutural de toda aeronave foram analisadas as respostas estruturais dos vários elementos presentes face às cargas limite do envelope de voo. As carenagens centrais foram alvo de análise estrutural face aos esforços provenientes da aceleração máxima de cada motor elétrico ( $1.25 \times 9.81 = 12.26$  N), às cargas máxima e mínima do envelope de voo (4.4g e -1.8g) e ao peso das asas principais e respetivos componentes presentes nestas (carga pontual de 5 N). Observaram-se deslocamentos na ordem das centésimas de milímetros e tensões máximas inferiores a 5 MPa, pelo que se pode concluir que as carenagens centrais suportam as várias condições impostas. A *canopy* central foi sujeita às cargas máxima e mínima de voo (4.4g e -1.8g) e aos esforços provenientes dos componentes adjacentes (carga pontual de 10 N),

mantendo-se intacta com valores de deslocamento e de tensão máximos desprezáveis. No anexo C, das figuras C.11 a C.18, é possível visualizar estas análises estruturais efetuadas.

Para terminar esta análise estrutural do modelo à escala 1 por 15 da aeronave *Flexcraft*, através do programa *Siemens NX 12.0*® obtiveram-se os modos de vibração das asas principais. Foi utilizada a solução computacional "SOL 103 - *real eigenvalues*" para análises modais lineares, com uma formulação assente no algoritmo *Lanczos* [45]. Os valores de frequência correspondentes a cada modo de vibração constam na tabela 4.19 e podem ser visualizados nas figuras 4.25 a 4.30.

Modo 1	Modo 2	Modo 3	Modo 4	Modo 5	Modo 6
28.6	118.0	159.4	195.8	285.4	404.4

Tabela 4.19: Modos de vibração da asa principal em Hz.



Figura 4.25: 1º modo de vibração para 28.6 Hz.

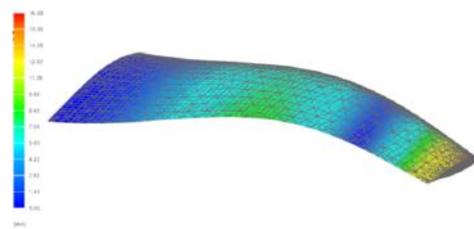


Figura 4.26: 2º modo de vibração para 118.0 Hz.

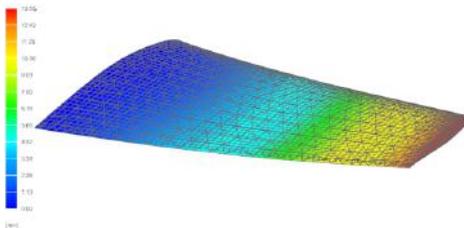


Figura 4.27: 3º modo de vibração para 159.4 Hz.

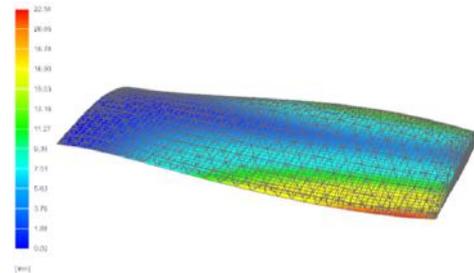


Figura 4.28: 4º modo de vibração para 195.8 Hz.

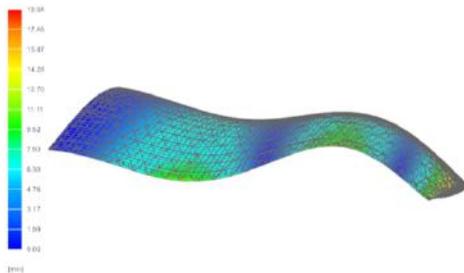


Figura 4.29: 5º modo de vibração para 285.4 Hz.

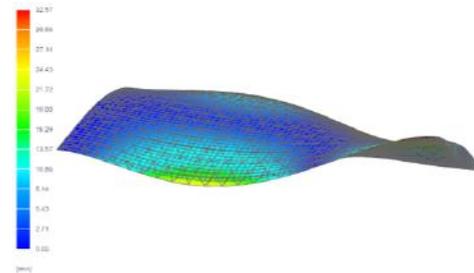


Figura 4.30: 6º modo de vibração para 404.4 Hz.

Figura 4.31: Modos de vibração natural para a asa principal reforçada com um varão de aço.

Uma análise modal desta natureza visa estudar as propriedades dinâmicas da estrutura sob excitação vibratória, simulando o funcionamento dos motores elétricos e restantes fatores que geram vibrações no modelo. Desta forma, o conhecimento dos modos de vibração permite evitar a ocorrência de frequências naturais de ressonância que possam danificar a estrutura da aeronave, incluindo a ocorrência

do fenômeno de *flutter*<sup>1</sup>.

Segundo [93], a partir da teoria de elasticidade linear, é possível constatar que cada modelo resultante de um escalonamento apresentará uma resposta modal semelhante ao modelo original desde que seja aplicada uma escala apropriada à sua geometria externa, distribuições de massa e propriedades de rigidez estrutural, independentemente da sua estrutura interna. Contudo, apesar de ter sido realizado um escalonamento apropriado à geometria externa da aeronave original *Flexcraft*, este VANT à escala 1/15 não apresenta uma distribuição de peso estrutural escalonada. Adicionalmente, o método implementado neste protótipo para reforço estrutural através de vigas de aço e fibra de carbono não representa uma equivalência das propriedades de rigidez estrutural da aeronave original. Dito isto, é esperado que as frequências naturais obtidas na tabela 4.19 apresentem um desvio dos modos de vibração escalonados do modelo original (ou até mesmo do modelo à escala 1/10).

Quanto menor for a escala do modelo analisado maior o valor de frequência natural esperado para cada modo de vibração [93]. Apesar da falta de dados da resposta modal do modelo original do *Flexcraft*, que impede a obtenção de resultados para comparação, é possível verificar que a grandeza dos valores das frequências naturais obtidas para este protótipo é expectável devido às reduzidas dimensões estruturais do mesmo, segundo dados analisados em [93] e [94]. Por outro lado, é possível comprovar o comportamento de deformação da asa principal para os diferentes modos de vibração presentes nas figuras 4.25 a 4.30 [93] [94].

---

<sup>1</sup>Oscilação causada pela interação das forças aerodinâmicas, elasticidade estrutural e efeitos de repercussões inerciais [93]



## Capítulo 5

# Configuração VTOL

O presente capítulo visa descrever o processo de reconfiguração desta aeronave escalonada com a implementação da capacidade de realizar voo pairado bem como aterragem e descolagem verticais, com apenas a substituição de determinados componentes estruturais. Adicionalmente, por forma a cumprir com um dos principais objetivos desta dissertação, é necessário analisar e garantir que a reconfiguração desta aeronave não interfere de forma prejudicial no seu comportamento em voo. Tal como referido, esta alteração estrutural visa garantir uma adaptabilidade acrescida a este VRP, obtendo-se uma aeronave díspar daquela anteriormente referida e analisada ao longo da dissertação. A capacidade de optar entre duas configurações distintas na mesma plataforma voadora permite averiguar a possibilidade de replicar esta capacidade VTOL para aeronaves semelhantes de escala superior.

Os modos de transição entre as condições de voo VTOL e STOL possíveis para esta aeronave encontram-se limitados devido à fixação das asas principais, impedido a realização da rotação das mesmas (conceito de *tilting wing*). Outra opção possível passa pela rotação das carenagens, fator que implicaria a introdução de um sistema de rotação complexo e com um aumento de peso estrutural significativo para esta aeronave de pequenas dimensões. Apresentando uma maior simplicidade de alteração e construção, optou-se pela capacidade de efetuar a rotação apenas dos motores elétricos individualmente (conceito de *tilting rotors*), sem necessidade de um sistema complexo ou com capacidade para rodar grandes pesos estruturais. As asas de uma aeronave com a capacidade de *tilt-rotor* encontram-se fixas numa posição neutra para uma eficiência em voo horizontal ótima, contudo durante a fase de descolagem vertical ou voo pairado as mesmas apresentam um acréscimo significativo na resistência introduzida. Este fator representa a desvantagem de necessidade de maior energia para efetuar um ganho de altitude nas condições de voo mencionadas [95].

Com o intuito de calcular a potência necessária para esta aeronave realizar voo pairado, seguiu-se a metodologia do disco atuador de *Rankine* para helicópteros convencionais. Nesta metodologia, os rotores da aeronave são aproximados a discos estreitos com uma velocidade induzida constante ao longo do seu eixo de rotação [96] [97]. Por forma a ser possível realizar voo pairado, a força propulsiva gerada pelo sistema propulsivo deve igualar o peso total da aeronave:  $T = W$ . Assumindo uma igual massa total de 3.5 kg de forma aproximadora, obtém-se uma força propulsiva global necessária equi-

valente a 34.34 N. Com um total de oito motores elétricos na aeronave, obtém-se uma força propulsiva por cada motor de 4.29 N. Contabilizando o rendimento do sistema propulsivo e a impossibilidade de extrair a potência máxima dos motores devido ao aumento da temperatura dos mesmos, foi introduzido um fator de segurança igual a 1.3 à força propulsiva obtida, passando para 5.58 N por motor [71] [98]. Através da equação 5.1, destinada para o design preliminar de helicópteros, é possível obter valores de potência total e individual (por motor) necessárias. A variável  $A$  corresponde à área do disco atuador e o fator de correlação empírica  $k = 1.15$ , designado por fator de potência induzida, visa contabilizar os efeitos físicos não ideais tais como as perdas nas pontas das asas e a aproximação a um disco quando na verdade existe um número finito de pás [97]. Na tabela 5.1 constam os vários valores obtidos por esta metodologia.

$T_{total}$ [N]	$A_{total}$ [m <sup>2</sup> ]	$P_{total}$ [W]	$P_{motor}$ [W]
34.34	0.1995	330.94	61.32

$$P = k \frac{T^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (5.1)$$

Tabela 5.1: Valores de potência global e para cada motor na condição de voo pairado.

Teoricamente, pela tabela 5.1, é possível concluir que a utilização dos motores *HobbyWing XRotor 2205 2600 Kv Titanium G2 SL BL*, com uma potência máxima de 252 W (face a uma eficiência propulsiva de 60%), permitem suportar a aeronave nesta situação de voo pairado. Adicionalmente, com o aumento do peso estrutural e necessidade de maior energia para alimentar o funcionamento de um maior número de motores elétricos, é necessário refazer os cálculos de autonomia desta aeronave. Seguindo a metodologia tomada no sub-capítulo 3.4, concluiu-se que para a condição de voo pairado com a anterior bateria obtém-se uma autonomia inferior a um minuto, sendo necessária a introdução de uma segunda bateria. Optou-se por uma bateria igual à escolhida anteriormente. A colocação desta segunda bateria encontra-se condicionada pelo pouco espaço disponível no interior da *canopy* central. Assim, a única solução viável consistiu na introdução da mesma no interior da fuselagem, implicando que esta configuração VTOL não possa voar sem fuselagem. Com a adição desta segunda bateria obteve-se um valor de autonomia superior a 1 min., tal como consta na tabela 5.2. É importante realçar que a fase de voo pairado compreenderá apenas uma pequena parte de tempo de voo, pelo que a autonomia obtida na tabela 5.2 representa um cenário conservador.

MTOW [kg]	$T_d$ [%]	$V$ [V]	$P_{1kg}$ [W]	$C$ [Ah]	AAD	$t$ [min.]
3.0	0.80	14.8	1103.0	2300	223.58	0.525
				4600	223.58	1.049

Tabela 5.2: Autonomia estimada para a condição de voo pairado.

Esta reconfiguração estrutural consiste na substituição das carenagens laterais e partes das carenagens centrais com o intuito de introduzir um sistema de rotação dos motores frontais para realizar a transição do modo de voo e adicionar motores elétricos traseiros destinados a produzir propulsão vertical. Esta nova configuração conta com um total de oito motores elétricos, quatro frontais para deslocamento vertical e horizontal, e quatro motores traseiros para deslocamento puramente vertical. As

duas peças frontais das anteriores carenagens centrais e laterais que asseguravam a fixação do motor elétrico, da hélice, do ESC e do lastro de chumbo serão substituídas por uma única peça capaz de realizar uma rotação de 90° do motor elétrico. Presente nas figuras 5.1 e 5.2, esta peça apresenta um comprimento total de 80 mm, largura máxima de 40 mm e um peso aproximado de 40.6 g. No peso considerado já estão incluídos os vários componentes do sistema de rotação, nomeadamente o varão de aço roscado M4 que permite a rotação do suporte do motor elétrico, o próprio suporte, o braço de plástico PLA que permite a ligação rotacional proveniente do servo, duas porcas M4 que impedem a movimentação lateral do varão de aço e, por fim, a própria carenagem de plástico PLA. Este componente estrutural apresenta uma espessura média de 2 mm, tendo sido implementado uma zona de fixação do servo com o intuito de facilitar a sua inserção e remoção para substituição ou reparação. O ESC será posicionado na parte superior do servo na zona posterior ao motor elétrico, tal como representado nas figuras 5.1 e 5.2.



Figura 5.1: Modelo 3D da carenagem frontal para a versão VTOL (1).

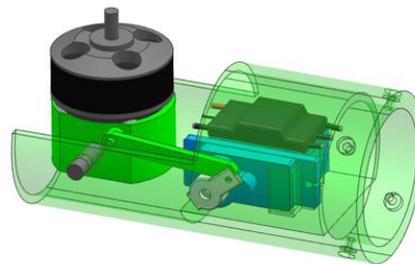


Figura 5.2: Modelo 3D da carenagem frontal para a versão VTOL (2).

Numa fase prévia ao desenvolvimento das carenagens que irão fixar os motores elétricos traseiros das pontas das asas foi necessário calcular a distância horizontal a que os mesmos deveriam ser colocados por forma a anular o momento em torno do eixo  $yy$ , ou seja, em relação ao movimento de picada da aeronave. Os motores frontais das carenagens laterais apresentam coordenadas fixas para  $x = -71.9$  mm, no modo VTOL. As coordenadas dos motores tidos como 6 e 7 na figura 5.8, apresentam um valor definido pela estrutura ( $x = 192.0$  mm), impossibilitando assim a escolha de localização destes motores elétricos centrais traseiros. Assim, resta apenas definir a posição dos motores traseiros laterais. Através do somatório  $\sum M_y = 0$  em torno do eixo  $yy$  que passa pelo centro de massa ( $x_{CG} = 62.6$  mm), obteve-se um valor de  $x$  igual a 136.1 mm. Contabilizando a distância dos motores frontais laterais significa que os motores traseiros das carenagens laterais estarão distanciados 198.7 mm dos frontais. Desta forma, após o cálculo da distância horizontal entre motores nas carenagens laterais desta aeronave, foi possível modelar uma configuração para as mesmas como demonstrado na figura 5.3. À semelhança da configuração STOL, o sistema de fixação à asa principal foi mantido inalterado. Assim, as carenagens laterais passam a ser compostas por um total de três peças que permitem o acesso ao interior das mesmas para possível substituição de componentes ou cablagem. As duas peças “B” e “C”, da figura 5.3, apresentam um peso total aproximado de 99.4 g, um comprimento máximo de 175 mm e uma largura máxima de 40 mm.

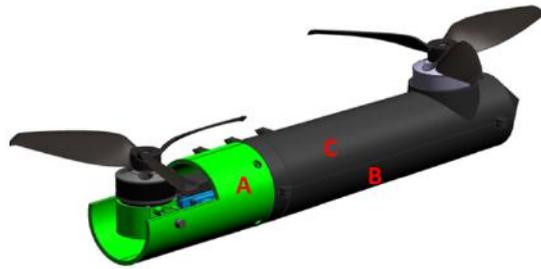


Figura 5.3: Modelo 3D da carenagem lateral para o modo VTOL.

Por fim, para a fixação dos motores centrais presentes nos *booms* de ligação, após o bordo de fuga da asa principal, foram modeladas duas peças como mostram as figuras 5.4 e 5.5. A peça “A” apresenta uma zona para instalação do motor e a peça “B” destina-se ao suporte do respetivo ESC. No total, esta parte da carenagem principal apresenta um peso aproximado de 29.1 g, um comprimento máximo de 76.5 mm e uma largura máxima de 40 mm e mínima de 20 mm. Ambas as peças são aparafusadas à restante carenagem central através de 4 parafusos M3 cada uma, dois na parte frontal e outros dois na parte posterior.



Figura 5.4: Modelo 3D da carenagem central para o modo VTOL (1).



Figura 5.5: Modelo 3D da carenagem central para o modo VTOL (2).

Passando agora para a distribuição de peso segundo grupos de componentes e o posicionamento dos mesmos, na tabela 5.3 e no gráfico da figura 5.6 é possível verificar a divisão percentual do peso total desta aeronave na sua configuração VTOL.

Grupo	Componentes	Massa [g]
Estrutura	Asas, <i>booms</i> de ligação, carenagens laterais e centrais, trens de aterragem, <i>canopy</i> central, lastro, porcas, anilhas e varões	1913.0
Aviônicos	<i>Pixhawk</i> , antena GPS, tubo de <i>pitot</i> , transmissor e recetor de telemetria, recetor de controlo de rádio, servos e <i>control horns</i>	327.8
Propulsão	Motores elétricos, hélices e ESC	323.2
Bateria	Baterias	461.0
Payload	Fuselagem e lastro	333.8
Total		3358.8

Tabela 5.3: Distribuição de massa por grupos de componentes para a configuração VTOL.

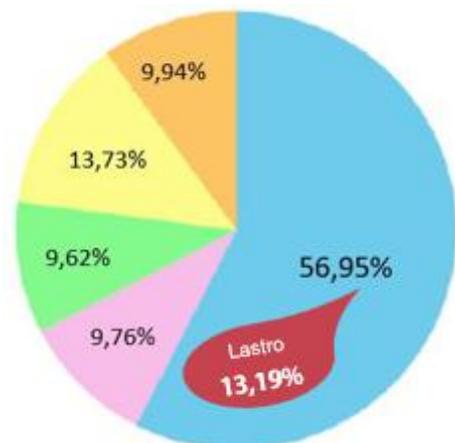


Figura 5.6: Distribuição percentual de massa para a configuração VTOL.

Segundo a tabela 5.3, é possível observar uma redução do peso do grupo “Estrutura” devido à remoção dos lastros das carenagens frontais. Todavia, o peso do sistema propulsivo e de instrumentação aviônica apresentam um aumento devido à introdução de servos para efetuar a rotação dos motores e ao aumento do número de motores, hélices e ESC para o dobro. A inclusão de uma segunda bateria apresenta um aumento do peso destinado a este grupo de componentes. Por forma a obter uma margem estática dentro de parâmetros aceitáveis foi necessária a introdução de lastro na parte frontal da fuselagem e, por esse motivo, observa-se um aumento do peso de “payload”. Na verdade, a segunda bateria foi introduzida na fuselagem, pelo que o peso transportado pela fuselagem, assumindo como carga útil, aumenta para um valor de 564.3 g, 16.80% do valor de peso total previsto. Como é óbvio, por carga útil entende-se o peso extra destinado a transporte de carga ou passageiros e, por essa ideologia, o peso real de carga útil a transportar descontabilizaria a bateria extra e o lastro. Adicionalmente, nas figuras 5.7 e 5.8 consta a distribuição idealizada dos vários componentes presentes na aeronave por forma a alcançar um equilíbrio e a estabilidade pretendida, bem como o código de cores e de numeração atribuído.

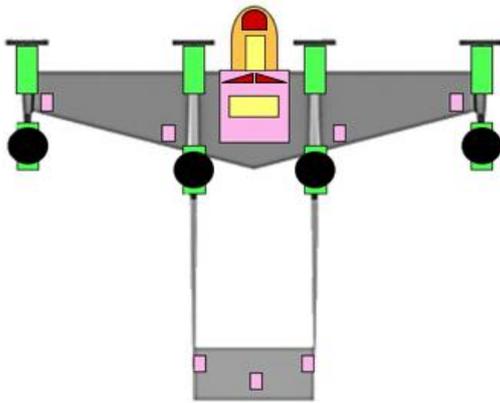


Figura 5.7: Distribuição dos grupos de componentes da configuração VTOL.

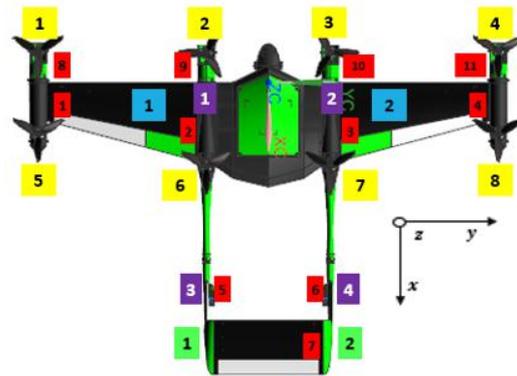


Figura 5.8: Código de cores e numeração dos componentes da configuração VTOL.

Através das tabelas D.1 e D.2 obtiveram-se os valores de coordenadas do centro de massa global desta aeronave na sua versão VTOL, presentes na tabela 5.4. Através do programa *Siemens NX 12.0*® foram obtidos valores para o centro de gravidade global como método de validação, como consta na tabela 5.4. Tal como referido, devido à necessidade de transportar uma segunda bateria adicional, existe a impossibilidade de realizar voo sem fuselagem nesta configuração VTOL, contudo foram calculados valores de CG sem fuselagem para melhor compreensão da sua influência nesta versão.

		MTOW [g]	$x_{CG}$ [mm]	$y_{CG}$ [mm]	$z_{CG}$ [mm]
Teoricamente	S/ Fuselagem	2794.5	80.6	-0.1	4.5
	C/ Fuselagem	3358.8	63.8	-0.1	-4.6
Computacionalmente	S/ Fuselagem	2555.8	80.8	-0.2	7.8
	C/ Fuselagem	3120.2	62.6	-0.1	-2.6

Tabela 5.4: Coordenadas do centro de gravidade global teóricas e computacionais da configuração VTOL.

Pela análise da tabela 5.4 conclui-se que existe um desvio longitudinal de apenas 0.19% entre as duas metodologias para a versão sem fuselagem e de 1.9% com a fuselagem acoplada. As justificações

para os desvios observados entre metodologias e entre um possível valor real são semelhantes às retiradas no sub-capítulo 4.4. Ao contrário do que acontecia para a configuração STOL, nesta versão observa-se um valor de  $x_{CG}$  mais próximo do estimado na tabela 3.20, com um desvio de 13.5%. O desequilíbrio lateral mantém-se de forma análoga ao observado na configuração STOL pelos mesmos motivos. Considerando os valores de corda média aerodinâmica e do ponto neutro da análise de estabilidade estática da variante STOL, através da expressão 3.33 e do programa *NX* obtiveram-se os valores teóricos e práticos, respetivamente, da margem estática da tabela 5.5.

Teoricamente		Computacionalmente	
S/ Fuselagem	C/ Fuselagem	S/ Fuselagem	C/ Fuselagem
-3.14%	5.25%	-3.23%	5.84%

Tabela 5.5: Valores de margem estática teóricos e computacionais da configuração VTOL.

Conclui-se que a presença de fuselagem nesta configuração da aeronave é mandatória para a obtenção de uma margem estática positiva e dentro dos parâmetros aceitáveis para a condição de voo controlado. Com o auxílio do programa *Siemens NX 12.0*<sup>®</sup>, obtiveram-se os valores dos momentos de inércia, presentes na tabela 5.6, apenas para a configuração VTOL com fuselagem acoplada. Adicionalmente, por forma a analisar a estabilidade estática desta configuração VTOL da aeronave através da ferramenta computacional *XFLR5*<sup>®</sup>, foram deduzidas as variáveis de estabilidade das tabelas 5.7 e 5.8. Consideraram-se as mesmas condições de voo cruzeiro tal como no sub-capítulo 4.4.

$I_x$ [kg.mm <sup>3</sup> ]	$I_y$ [kg.mm <sup>3</sup> ]	$I_z$ [kg.mm <sup>3</sup> ]
171275.74	69481.30	233388.98

Tabela 5.6: Momentos de inércia obtidos computacionalmente para a configuração VTOL com fuselagem.

Variáveis Longitudinais			
$C_{xu}$	-0.0057	$X_u$	-0.0048
$C_{xa}$	0.1204	$X_w$	0.1013
$C_{xq}$	0.0716	-	-
$C_{mu}$	0	$M_u$	0
$C_{ma}$	-0.7380	$M_w$	-5.5370
$C_{mq}$	-16.9132	$M_q$	-12.7412
$C_{Lu}$	$-2e^{-5}$	$Z_u$	$-1.7e^{-5}$
$C_{La}$	4.8651	$Z_w$	-4.0920
$C_{Lq}$	8.0033	$Z_q$	-0.6758

Tabela 5.7: Variáveis de estabilidade longitudinal para a versão VTOL.

Variáveis Longitudinais			
$C_{Yb}$	-0.3281	$Y_v$	-0.2759
$C_{Yp}$	-0.0034	$Y_p$	-0.0014
$C_{Yr}$	0.3622	$Y_r$	0.1523
$C_{lb}$	-0.0052	$L_v$	-1.5858
$C_{lp}$	-0.4306	$L_p$	-3.2644
$C_{lr}$	0.0686	$L_r$	0.5202
$C_{nb}$	0.1696	$N_v$	37.7333
$C_{np}$	-0.0491	$N_p$	-0.2731
$C_{nr}$	-0.1875	$N_r$	-1.0433

Tabela 5.8: Variáveis de estabilidade lateral para a versão VTOL.

Comparando os resultados obtidos nas tabelas 5.7 e 5.8 com as condições de estabilidade referidas na tabela 3.22, é possível concluir a garantia da estabilidade estática da aeronave longitudinal, lateral e direcionalmente. Quanto à estabilidade dinâmica desta versão VTOL, as tabelas 5.9 e 5.10 englobam os modos dinâmicos longitudinais e laterais com a presença da fuselagem na configuração. Adicionalmente, nas figuras 5.9 e 5.10 é possível observar os gráficos correspondentes ao plano de *Argand* (ou *root locus*) onde constam os valores próprios de cada um dos modos dinâmicos referidos.

Período Curto
$-9.0761 \pm 14.8725i$
Fugóide
$-0.0015 \pm 0.3337i$

Tabela 5.9: Valores próprios dos modos longitudinais da versão VTOL.

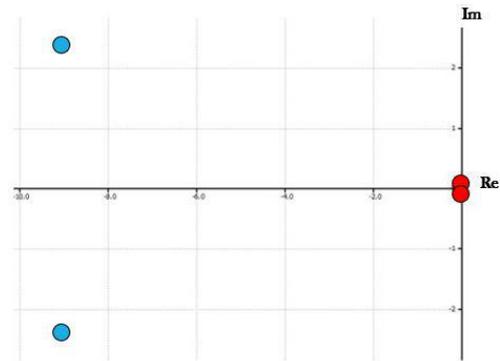


Figura 5.9: *Root locus* da estabilidade dinâmica longitudinal da versão VTOL.

Espiral
0.0384
Rolamento Holandês
$-0.90931 \pm 9.7777i$
Rolamento
-4.5559

Tabela 5.10: Valores próprios dos modos laterais da versão VTOL.

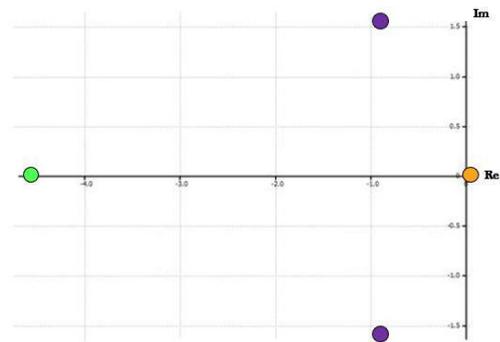


Figura 5.10: *Root locus* da estabilidade dinâmica lateral da versão VTOL.

É possível concluir que a configuração VTOL desta aeronave apresenta estabilidade dinâmica em todos os modos longitudinais e laterais, à exceção do modo espiral com um valor próprio real positivo. Porém, tal como explicado no capítulo 4.4, o reduzido valor próprio deste modo não implica a instabilidade da aeronave em voo. Para finalizar, foi efetuada uma análise estrutural computacional com base no método de elementos finitos a esta configuração VTOL da aeronave. Mantiveram-se as estruturas tidas como críticas para a anterior versão desta aeronave, porém observou-se um aumento de peso estrutural com principal preocupação nas extremidades das asas principais. Assim, foram efetuadas análises estruturais com o intuito de verificar a resposta das asas principais reforçadas à aplicação de uma carga pontual de 10 N. Esta carga conservativa resulta da consideração de um peso total da carenagem lateral e dos seus componentes igual a 250 g, que multiplicado pelo fator da gravidade e pela carga máxima do envelope de voo (igual a 4.4g) origina um valor equivalente a 9.71 N. Pelas figuras 5.11 e 5.12 retira-se um valor de deslocamento máximo igual a 21.11 mm na extremidade da asa e uma tensão máxima de 73.44 MPa suportada pelo varão. Através da metodologia de *Euler-Bernoulli* para aplicação de uma carga pontual na extremidade de uma viga cantilever, obtiveram-se resultados de validação para os valores obtidos no *NX*, nomeadamente um deslocamento máximo equivalente a 14.8 mm e uma tensão máxima de 74.60 MPa. Tal como o estudo realizado para carga distribuída ao longo da asa principal, esta análise validou a necessidade de implementação do varão de aço, bem como a sua eficiência na rigidez global da asa, comprovando a rigidez estrutural das asas principais para ambas as versões de STOL e VTOL através de um valor de carga conservativo.

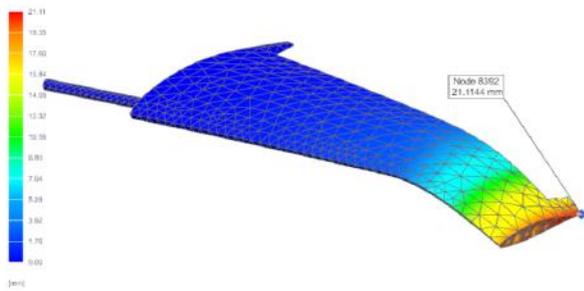


Figura 5.11: Deslocamento obtido na asa principal para a aplicação de uma carga igual a 10 N na extremidade.

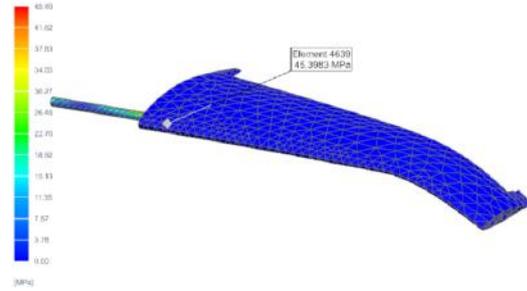


Figura 5.12: Tensão máxima obtida na asa principal para a aplicação de uma carga igual a 10 N na extremidade.

Adicionalmente, como forma de verificação da rigidez estrutural dos novos componentes estruturais inseridos responsáveis por alojar os novos motores elétricos traseiros, foram realizadas análises computacionais a fim de analisar o efeito da aceleração dos motores sobre estas. Quanto às carenagens laterais introduzidas nas pontas das asas principais, para a aplicação de uma força equivalente a 12,26 N (resultante da multiplicação da força propulsiva máxima do motor pelo fator da gravidade), observou-se um deslocamento máximo igual 0,67 mm e uma tensão máxima de 4,94 MPa. Estas análises estão representadas nas figuras 5.13 e 5.14, onde é possível concluir que os valores obtidos traduzem uma admissível rigidez estrutural destes componentes.

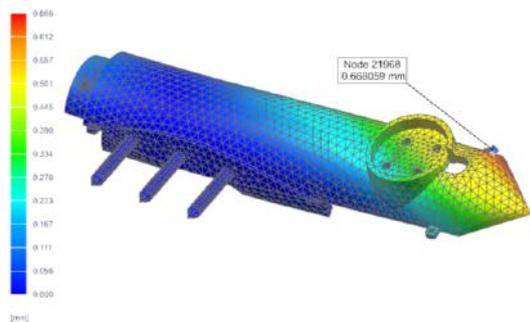


Figura 5.13: Deslocamento máximo obtido na carenagem lateral para a aceleração do motor elétrico traseiro.

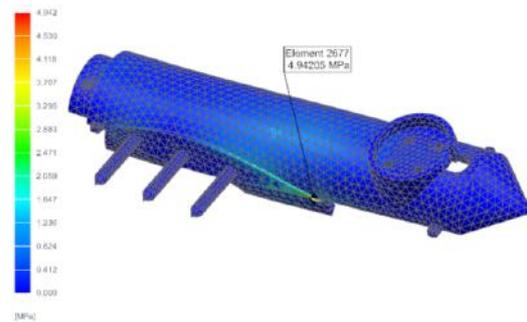


Figura 5.14: Tensão máxima obtida na carenagem lateral para a aceleração do motor elétrico traseiro.

Sob as mesmas condições de aceleração dos motores elétricos, as carenagens centrais responsáveis por suportar os motores centrais traseiros apresentarem valores de deslocamento máximo e tensão máxima equivalentes a 0,08 mm e 0,80 MPa. Novamente, a ordem de grandeza dos resultados obtidos permite concluir que estes componentes suportam as cargas provenientes do funcionamento dos motores elétricos, tal como demonstrado nas figuras 5.15 e 5.16.

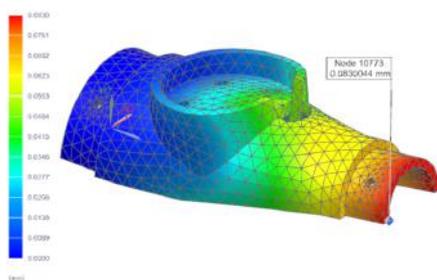


Figura 5.15: Deslocamento máximo obtido na carenagem central para a aceleração do motor elétrico traseiro.

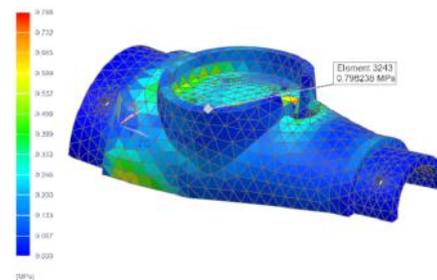


Figura 5.16: Tensão máxima obtida na carenagem central para a aceleração do motor elétrico traseiro.

## Capítulo 6

# Processo de Construção

No sentido de dar a conhecer o produto final desta dissertação de mestrado, segue-se uma breve explicação das metodologias utilizadas para a construção e tratamento superficial dos vários componentes estruturais que irão formar este modelo à escala 1 por 15 da aeronave *Flexcraft*. Começando pela manufatura das superfícies alares compostas por espuma XPS, as mesmas foram obtidas através de um processo de corte maquinado com um fio de níquel a uma temperatura suficientemente elevada para atravessar o material. Esta técnica envolve a utilização do programa *JediCut*<sup>©</sup> que, com a definição do perfil alar e das suas respetivas dimensões, permite a conceção de uma asa finita segundo a movimentação de um fio quente em 4 eixos, tal como mostra a figura 6.1. Este método proporciona uma redução de peso estrutural sem a necessidade de implementação de reforços e promove um bom acabamento superficial. Ou seja, de um modo geral, esta é uma técnica de manufatura de asas rápida, precisa e pouco dispendiosa. O acabamento das várias asas da aeronave foi alvo de um posterior processo de lixamento com uma granulagem leve (320), diminuindo a rugosidade superficial das mesmas por forma a evitar a perturbação do escoamento sem alterar a forma do respetivo perfil alar. De seguida foram realizadas furações para a passagem de cablagem, do varão de aço e para os encaixes nas peças de plástico adjacentes. Com o intuito de aumentar a rigidez estrutural, as asas principais foram alvo de aplicação de fibra de carbono entre os 15% e os 50% da sua corda média juntamente com uma mistura de epóxi própria para o efeito. Por forma a estimular a adesão da epóxi e da fibra de carbono às asas principais, as mesmas foram submetidas a um processo de cura em vácuo a 80°C durante oito horas. Posteriormente foram efetuados os cortes das partes móveis, com um funcionamento de dobradiça alcançado com o uso de fita adesiva de dupla face. Com o intuito de cobrir o espaçamento inferior existente entre a asa e a parte móvel foram aplicadas tiras de plástico de encadernamento, permitindo um escoamento uniforme e sem interferências. Por fim, as várias asas desta aeronave e as respetivas partes móveis foram revestidas com um vinil *OraStick* apropriado para materiais em espuma, com a aplicação de calor. Tal como referido anteriormente, foram introduzidos varões de carbono com diâmetro reduzido para reforçar as partes móveis e evitar a sua torção. O resultado final pode ser observado na figura 6.1.



(a) Recorte da espuma XPS com fio quente.



(b) Asa principal com fibra de carbono e superfícies de controlo.



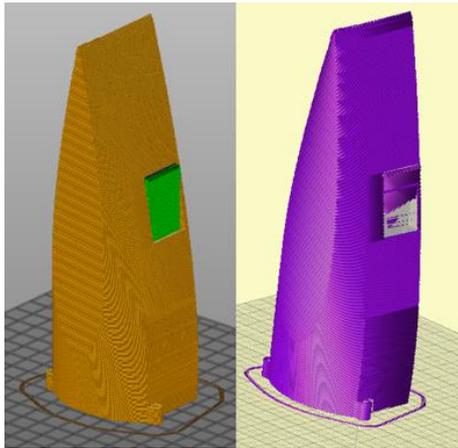
(c) Estabilizador vertical com o varão de carbono, vinil e suporte para o servo.



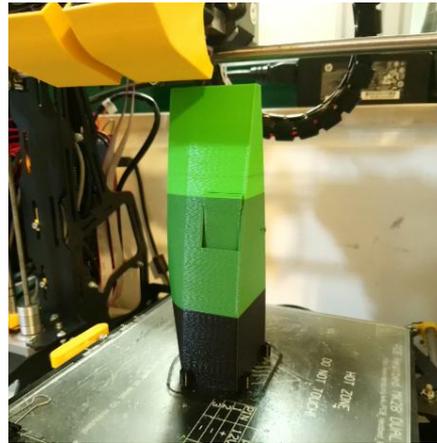
(d) Intradorsos da asa principal montada entre as carenagens lateral e central com cablagem.

Figura 6.1: Processo de construção das superfícies alares e de controlo da aeronave 1/15 do *Flexcraft*.

Quanto aos componentes estruturais em plástico PLA, tal como referido anteriormente, os mesmos foram fabricados através de manufatura aditiva, mais conhecida como impressão 3D. Para o efeito foi utilizada uma impressora *BeeVeryCreative HelloBeePrusa DIY*, com um diâmetro de extrusão igual a 0.4 mm e dimensões 200 × 200 × 185 mm de impressão, permitindo conceber geometrias complexas com detalhe significativo [99]. Após a modelação em CAD de cada componente é exportado um ficheiro em formato de estereolitografia (.stl) que será introduzido no programa computacional *Slic3r 1.42.0*<sup>®</sup>, permitindo definir as propriedades de impressão e o método de extrusão por forma a obter a peça com o acabamento desejado. De seguida, é descarregado um ficheiro em formato de comando numérico computadorizado (CNC), designado por .gcode, que ao ser inserido no software *Pronterface*<sup>®</sup> possibilita a impressão do componente modelado com as propriedades impostas. Um dos parâmetros necessários de definir antes da impressão de cada peça corresponde ao *infill* da mesma, refletindo o preenchimento das partes sólidas de forma percentual. Para os componentes estruturais deste modelo resultantes de impressão 3D, foi optado por um preenchimento equivalente a 40%, a uma temperatura de extrusão igual a 200°C e com camadas de 0.3 mm de espessura, valores típicos para aplicações desta natureza com este tipo de plástico [51] [100]. Após a impressão, todas as peças presentes na aeronave foram alvo de um processo de alisamento superficial e um aumento de rigidez estrutural através de lixamento com granulagem média (220) e aplicação de duas camadas epóxi *PLA 3D Smooth*, específica para este material [81] [82] [83]. Na figura 6.2 é possível observar os vários processos envolvidos na fabricação destes componentes.



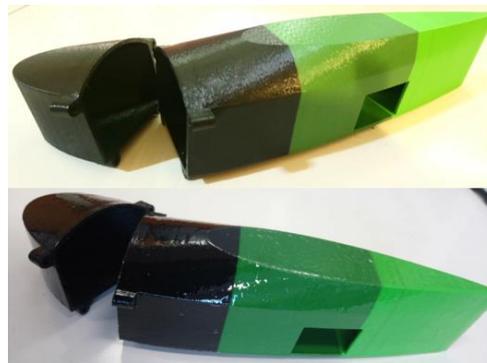
(a) Exemplo de ficheiros *.stl* e *.gcode* da fuselagem modular.



(b) Exemplo de impressão 3D da fuselagem modular.



(c) Tratamento superficial de alguns componentes em PLA.



(d) Diferença do acabamento superficial da fuselagem modular antes e depois do tratamento com *3DS-mooth*.

Figura 6.2: Processo de construção dos componentes em plástico PLA da aeronave 1/15 do *Flexcraft*.

Durante a fase de construção e montagem dos vários componentes estruturais foram surgindo alguns imprevistos prejudiciais à condição ideal de voo. Algumas das medidas de correção já foram explicadas ao longo desta dissertação, nomeadamente a colocação de varões de carbono nas superfícies móveis e introdução de varões de aço roscado nas asas principais. Devido ao peso dos componentes na ponta das asas principais e à imperfeita adesão das mesmas à carenagem principal, foi necessário aproximar os varões de aço para a *canopy* central por forma a permitir a fixação dos mesmos posicionando-os de modo a contrariar o diedro negativo existente. Esta fixação foi realizada nas paredes laterais da caixa central com o auxílio de duas porcas e 2 anilhas M8 em cada um dos lados. Esta alteração estrutural não afetou a posição longitudinal do centro de gravidade previsto. Adicionalmente, por forma a corrigir a inclinação indesejada das carenagens laterais e contribuir para a anulação do diedro das asas principais, foi adicionado um camarão metálico M4 a 1 cm da fase posterior da caixa central, na asa central, permitindo uma conexão por arame metálico entre as duas carenagens laterais ao centro da aeronave. Assim, envolvendo a parte frontal das carenagens laterais, o arame de aço galvanizado com 1 mm de diâmetro foi tencionado de forma a anular a inclinação negativa destas. As correções aqui mencionadas podem ser observadas na figura 6.3.



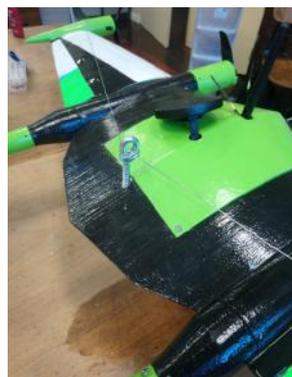
(a) Aplicação de lastros de chumbo nas carengens frontais e na fuselagem.



(b) *Canopy* central com a passagem de cablagem, suportes para os instrumentos, varões de aço e lastros de chumbo.



(c) Fixação do varão de aço na *canopy* central e encaixe da asa principal.



(d) Caramão e arame de aço tensionado para correção do diedro negativo.

Figura 6.3: Correções e alterações efetuadas na aeronave 1/15 do *Flexcraft*.

Após a introdução dos vários componentes elétricos, instrumentos aviônicos e das respectivas cablagens alcançou-se a configuração final deste modelo à escala 1 por 15 da aeronave *Flexcraft* ilustrada na figura 6.4 para a configuração STOL e na figura 6.5 para a configuração VTOL. Com o intuito de contabilizar os gastos totais com a construção, aquisição de materiais e compra de instrumentos, segue-se na tabela 6.1 uma análise de custos estimada. Os preços estabelecidos nesta tabela correspondem ao valor na presente data de aquisição dos vários materiais e componentes, incluindo ambas as configurações STOL e VTOL deste VRP. Na tabela 6.1 não foram tidos em conta os preços de aquisição dos instrumentos aviônicos que irão integrar a aeronave à escala 1 por 10, contudo esses valores podem ser consultados no sub-capítulo 3.4.



(a) Vista de topo.



(b) Vista tridimensional traseira.

Figura 6.4: Configuração STOL final da aeronave 1/15 do *Flexcraft*.



(a) Vista de topo.



(b) Vista tridimensional traseira.

Figura 6.5: Configuração VTOL final da aeronave 1/15 do *Flexcraft*.

Componente/ Material	Designação/ Referência	Preço Unitário (em euros)	Quantidade Efetiva	Quantidade Extra
Motores	<i>HobbyWing XRotor 2205 2600Kv Titanium G2 SL BL Motor</i> [54]	23.90	8	4
ESC	<i>HobbyWing XRotor 30A Micro 2-4S BL Heli</i> [58]	19.90	8	8
Servos	<i>Turnigy TG9e Eco Micro Servo 1.5kg / 0.10sec / 9g</i> [67]	4.90	11	23
Baterias	<i>Tattu Bateria Lipo 2300MAH 14.8V 45C 4S1P</i> [60]	31.90	3	1
Hélices	<i>Dalprops Cyclone Series 5050 Crystal Black (pack de 4)</i> [56]	2.40	3	6
<i>Control Horns</i>	<i>Ripmax Control Horn - Pequeno (2pcs)</i> [67]	1.90	7	27
Trens de Aterragem	Trens dianteiros - <i>Luminun</i> (150 mm + roda 55 mm) [68]	7.7	2	0
	Trens traseiros - <i>Universal Rear Wheel</i> (80 + 56 mm e roda 25 mm) [69]	2.80	2	2
Espuma XPS	<i>Imperialum ifoam XPS - coberturas e pavimentos</i> (8 placas 1250x600x80) [80]	48.90	1	0
Plástico PLA	Filamento 1.75mm 330 gramas - <i>HelloBeeSupplies</i> [99]	19.90	4	2
Extras	Parafusos, porcas, anilhas, velcro, fita adesiva, fibra de carbono, epóxis, lixa, varões de carbono e aço, arame de aço, camarão, vinil, 3D <i>smooth</i> , fio de níquel, laca aderente, cablagem e lastros de chumbo	≈ 140		
Total aproximado		1320.5		

Tabela 6.1: Análise de custos (em euros) envolvidos na construção do modelo 1 por 15 da aeronave *Flexcraft*.



## Capítulo 7

# Ensaio Experimentais

Após a construção e colocação dos vários instrumentos essenciais ao voo controlado deste VRP à escala 1 por 15 da aeronave *Flexcraft* original, procedeu-se à realização de ensaios experimentais em solo. Estes testes em laboratório visam inspecionar de forma prévia ao voo se a aeronave apresenta as condições desejadas para a realização do mesmo, destacando-se o balanceamento das hélices, a calibração e análise da força propulsiva e do rendimento dos motores elétricos, a medição do peso estrutural total e do centro de gravidade por forma a serem comparados com os valores teóricos e computacionais obtidos e, por fim, a medição das constantes de inércia da aeronave totalmente equipada para validação dos resultados obtidos analiticamente. Adicionalmente, numa fase anterior ao voo da aeronave é imprescindível a realização de um *ground roll* (andar sem descolar) com o intuito de certificar o correto funcionamento das superfícies móveis, motores e instrumentação de telemetria e rádio-controlo.

Na figura 7.1 é possível observar o método de balanceamento das hélices efetuado. Começando pelo teste estático dos motores elétricos introduzidos na aeronave, o mesmo foi realizado com o intuito de analisar a sua eficiência, a força propulsiva gerada, o torque máximo e a potência máxima, tal como ilustrado na figura 7.2. Com uma corrente contínua máxima equivalente a 25 A, ambas as características mencionadas foram avaliadas em função da corrente aplicada ao motor.



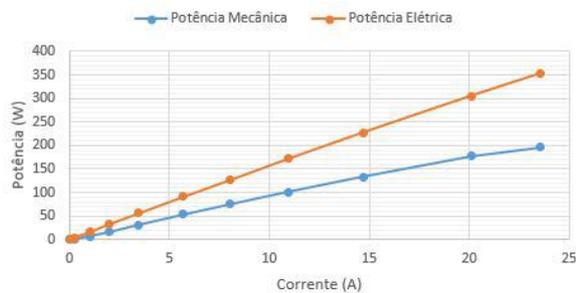
Figura 7.1: Método de balanceamento das hélices.



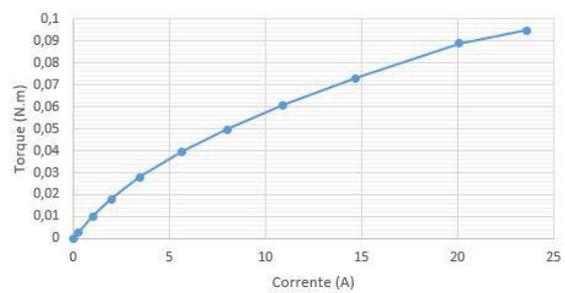
Figura 7.2: Aparelho de medição utilizado na análise dos motores elétricos.

Dos dados retirados é possível concluir que, segundo o gráfico da figura 7.3(a), os valores das potências elétrica e mecânica máximas debitadas por cada um destes motores corresponde a 352.9 W e 196.2 W, respetivamente, para 23.58 A de corrente aplicada, ao invés dos 420 W previstos. Obteve-

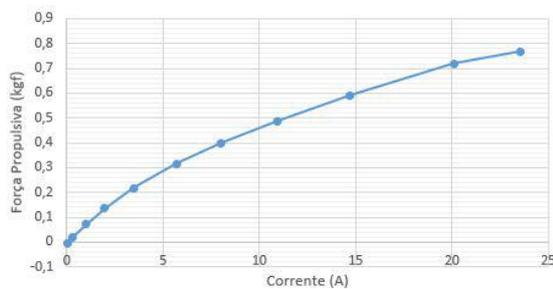
se um valor de torque máximo equivalente a 0.095 N.m (figura 7.3(b)). O valor idealizado de 1.25 kgf, previsto pelo fabricante destes motores elétricos, corresponde na verdade a um valor real máximo de 0.769 kgf, tal como indica o gráfico da figura 7.3(c). Por fim, quanto à eficiência máxima observada ao longo dos ensaios experimentais, do gráfico 7.3(d) retirou-se um valor de 59.3% para uma corrente aplicada de 8.0 A.



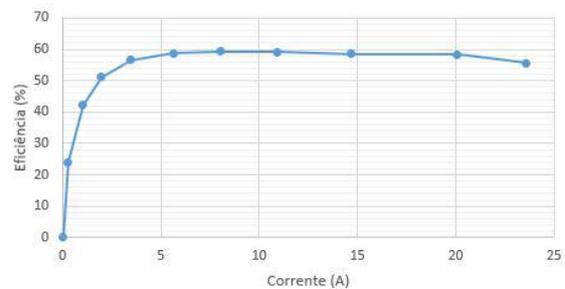
(a) Gráfico de evolução da potência mecânica e elétrica dos motores elétricos em função da corrente aplicada.



(b) Gráfico de evolução do torque dos motores elétricos em função da corrente aplicada.



(c) Gráfico de evolução da força propulsiva dos motores elétricos em função da corrente aplicada.



(d) Gráfico de evolução da eficiência dos motores elétricos em função da corrente aplicada.

Figura 7.3: Gráficos obtidos no testes estáticos dos motores elétricos.

Com o auxílio de uma balança com uma precisão equivalente a 0.001 kg, obtiveram-se os valores de 2.815 kg e 2.906 kg para a configuração STOL desta aeronave-modelo com e sem fuselagem, respetivamente. Quando comparados com os valores obtidos por via teórica, os mesmos apresentam um desvio aproximado de 2.23% e 2.15%, respetivamente. Quanto à medição do centro de gravidade da aeronave, a mesma foi efetuada com a utilização de sensores medidores de força colocados nos quatros apoios da aeronave com o chão, ou seja, nas rodas dos trens de aterragem, tal como mostram as figuras 7.4 e 7.5. Os sensores encontram-se distanciados lateral e longitudinalmente a 265.0 mm e 435.0 mm, respetivamente.

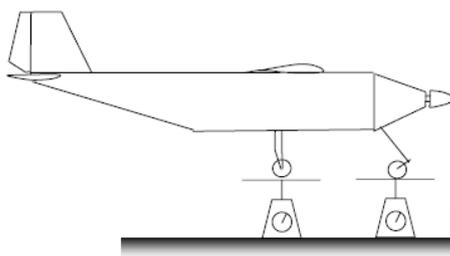


Figura 7.4: Representação dos apoios para medição do CG [101].



Figura 7.5: Esquema de medição do CG.

Para a configuração STOL sem fuselagem acoplada foi medida uma força total distribuída equi-

valente a 30.429 N, originando um valor de centro de gravidade igual a 62.3 mm a partir do bordo de ataque da asa principal, seguindo a metodologia explicada em [101]. Este valor obtido apresenta um afastamento percentual de 0.75% e 3.41% quando comparado com os valores obtidos teórica e computacionalmente sem fuselagem, respetivamente. Lateralmente, a aeronave apresenta um desvio equivalente a 4.5 mm para o lado esquerdo, valor muito superior ao previsto teoricamente (tabela 4.7).

Na análise prática dos momentos de inércia desta aeronave, foi seguido o método descrito em [101] que consiste na utilização de uma estrutura suspensa por forma a permitir o movimento pendular livre da aeronave, tal como sugerido por *Miller* (1930). Assim, os momentos de inércia do modelo à escala podem ser obtidos medindo os períodos de oscilação pendulares em torno dos vários eixos de rotação. Inicialmente é necessário medir os momentos de inércia da estrutura de suporte com o intuito de subtrair o seu valor ao momento de inércia do conjunto para obter os valores inerciais da aeronave apenas. Assim, é possível calcular os momentos de inércia  $I_x$  e  $I_y$  da aeronave segundo a expressão 7.1, onde são subtraídos os parâmetros que dizem respeito ao momento de inércia da estrutura e ao momento de inércia causada pelo desvio do centro de gravidade da aeronave. Nas figuras 7.6 e 7.7, é possível observar o esquema de montagem de ambas as medições para o movimento de rolamento (em torno do eixo  $x$ ) e de picada (em torno do eixo  $y$ ). Para a medição do momento de inércia em torno do eixo vertical,  $I_z$ , foi utilizado um pêndulo bifilar tal como representado nas figuras 7.8 e 7.9. Para o movimento de guinada, o momento em torno de  $z$  pode ser calculado através da equação 7.2, onde as variáveis  $L$  e  $a$  correspondem ao comprimento das vigas verticais e a distância entre elas, respetivamente. É importante realçar que as fórmulas 7.1 e 7.2 são válidas para pequenas amplitudes de oscilação, assumindo que:  $\text{sen}(\theta) = \text{tan}(\theta) = \theta$ .

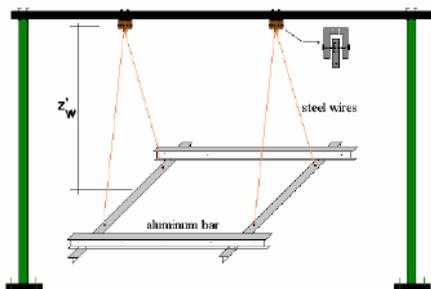


Figura 7.6: Representação da estrutura de medição dos momentos de inércia em torno de  $x$  e  $y$ . [101].

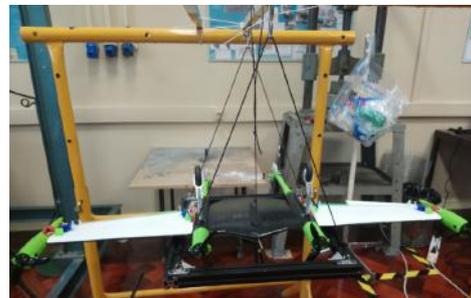


Figura 7.7: Esquema de medição dos momentos de inércia em torno de  $x$  e  $y$ .

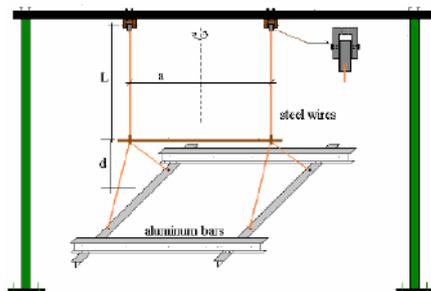


Figura 7.8: Representação da estrutura de medição dos momentos de inércia em torno de  $z$ . [101].



Figura 7.9: Esquema de medição dos momentos de inércia em torno de  $z$ .

$$I_{x,y} = \frac{W \cdot T^2 \cdot z}{4\pi^2} - \frac{W_{est} \cdot T_{est}^2 \cdot z_{est}}{4\pi^2} - \frac{W_{aer} \cdot z_{aer}}{g} \quad (7.1) \quad I_z = \frac{W \cdot T^2 \cdot a^2}{16\pi^2 L} - \frac{W_{est} \cdot T_{est}^2 \cdot a^2}{16\pi^2 L} \quad (7.2)$$

Foram considerados os pesos da estrutura ( $W_{est}$ ), aeronave ( $W_{aer}$ ) e combinado ( $W$ ) equivalentes a 14.62 N, 29.82 N e 44.44 N, respetivamente. Os braços de medição  $z_{est}$ ,  $z_{aer}$  e  $z$  assumiam os valores de 0.477 m, 0.447 m e 0.457 m, respetivamente. Nas tabela E.1 e E.2, do anexo E, é possível consultar os valores de oscilações, tempos medidos e períodos calculados para os três eixos de rotação em torno de  $x$ ,  $y$  e  $z$ , segundo as metodologias explicadas. Adicionalmente, na tabela 7.1 constam os valores de momentos de inércia obtidos para os três movimentos considerados, tendo em conta os valores de período obtidos para cada um.

		$W$ [N]	$a$ [m]	$L$ [m]	$I$ [kg.m <sup>3</sup> ]
Estrutura	Guinada	14.62	0.4	0.26	0.065116
	Picada		-	0.477	0.371075
	Rolamento		-	0.477	0.371075
Conjunto	Guinada	44.44	0.4	0.26	0.283079
	Picada		-	0.457	1.045609
	Rolamento		-	0.457	1.173237
Aeronave	Guinada	29.82	0.4	0.26	0.217963
	Picada		-	0.447	0.067114
	Rolamento		-	0.447	0.194743

Tabela 7.1: Momentos de inércia dos três movimentos da aeronave STOL (sem fuselagem) com e sem estrutura de medição.

Pela análise da tabela 7.1 é possível concluir que os valores de momentos de inércia obtidos apresentam um desvio de 4.35%, 9.44% e 12.31% para os movimentos de guinada, picada e rolamento, respetivamente, quando comparados com os valores computacionais da tabela 4.9. Os desvios percentuais observados para os vários momentos de inércia calculados podem estar associados a erros de natureza humana impostos pela medição de tempos de oscilação de forma manual, quer para a estrutura individualmente quer para o conjunto da aeronave e estrutura juntos. Adicionalmente, a estrutura não é perfeita, apresentando atrito, amortecimento e vibrações, por mais ínfimas que sejam, que induzem erros nos resultados obtidos. A imperfeição de manufatura da aeronave também induz erros nas medições efetuadas. Convém lembrar que os valores computacionais obtidos e que foram alvo de validação foram adquiridos através de uma configuração incompleta e sem a presença de determinados componentes. Segundo [101], estes erros podem ser atenuados com a utilização de uma estrutura com uma espessura que elimine os efeitos de torção e flexão, utilização de um sistema laser para medição de distâncias de forma precisa e a medição de tempos de oscilação com um cronómetro eletrónico.

Uma das preocupações adicionais à performance de descolagem e aterragem desta aeronave remete para a capacidade de peso suportado pelos trens de aterragem instalados na aeronave. Para o efeito não foram realizados testes experimentais, pelo que se optou por substituir as molas dos trens dianteiros por umas com maior rigidez e capazes de suportar 18 kg cada. O valor total de 36 kg suportados por ambos os trens de aterragem pode ser considerado como suficiente para uma aeronave com um peso aproximado de 3 kg, mesmo numa situação mais crítica de aterragem com impacto inicial de apenas um dos trens de aterragem.

## Capítulo 8

# Conclusões

Ao longo do desenvolvimento desta dissertação de mestrado foram cumpridos os vários objetivos impostos, quer a nível teórico quer a nível prático. Começando por um contexto teórico sobre a evolução das aeronaves não tripuladas desde os primórdios da aviação convencional, passando pela conclusão das várias missões e categorias exercidas por este tipo de aviação inovadora. Foi realizada uma descrição do projeto *Flexcraft* onde se insere a realização desta dissertação de mestrado, bem como uma análise de mercado com o intuito de investigar e compreender as características estruturais e de performance de aeronaves semelhantes. Adicionalmente foram caracterizados os conceitos teóricos de modularidade na aviação, as diferentes fases do design de uma aeronave e os métodos de fabrico de alguns dos materiais utilizados na construção deste modelo.

Numa fase de design conceptual foram definidos os vários requisitos e especificações balizadores no desenvolvimento e construção desta aeronave não tripulada. Posteriormente, sendo este um modelo voador alvo de um fator de escala sobre uma aeronave original, foram obtidas as várias dimensões devidamente escalonadas. A nível teórico foram obtidos os valores das características aerodinâmicas do conjunto de asas desta aeronave para as condições de voo cruzeiro e descolagem/subida. De seguida foi realizada uma análise de escolha dos vários instrumentos a implementar na aeronave com vista ao cumprimento de uma performance conveniente durante o envelope de voo. Por fim, foram avaliadas as condições de estabilidade estática e dinâmica necessárias a cumprir.

No seguimento do processo de design, nas fases preliminar e detalhada foram efetuadas análises às propriedades mecânicas e escolha dos vários materiais integrantes na aeronave. Em prol da realização de análises computacionais para validação dos resultados teóricos obtidos na fase de design conceptual foi elaborado um modelo em CAD de todos os componentes da aeronave com a inserção dos vários instrumentos nas posições definidas. Deste modo foi possível realizar análises computacionais a nível da estabilidade e do comportamento estrutural da configuração final modelada. Os resultados obtidos comprovaram a validação dos valores teóricos e permitiram verificar o cumprimento dos requisitos necessários para a realização de um voo bem sucedido.

Adicionalmente, foi apresentada a filosofia imposta para a alteração da configuração convencional desta aeronave para uma versão capaz de realizar descolagens e aterragens verticais e voo pairado

com apenas a substituição e inserção de alguns componentes. Nesta nova configuração foram realizadas as mesmas análises teóricas e computacionais que na anterior versão, comprovando que esta alteração estrutural não induz nenhum resultado prejudicial ao comportamento esperado em voo. Os últimos capítulos desta dissertação serviram para detalhar os vários processos realizados durante a construção desta aeronave não tripulada com recurso a materiais de baixo custo e técnicas de manufatura simples, bem como a descrição dos diferentes ensaios experimentais realizados com vista à confirmação dos resultados obtidos por via teórica e computacional nas fases anteriores. Os resultados retirados dos ensaios experimentais efetuados no solo permitiram confirmar a aptidão desta aeronave para a realização de um voo eficaz, a nível da propulsão, peso estrutural e estabilidade estática.

A construção desta aeronave modelo protótipo serviu, mais do que para confirmar a aeronavegabilidade da aeronave original, para entender quais as limitações e dificuldades que esta geometria particular acarreta para a realização de um voo controlado, com destaque para o fator de estabilidade no que toca ao cumprimento de uma margem estática positiva e para o fator de dupla capacidade STOL e VTOL numa única estrutura.

No sentido de alertar para o que deveria ter sido realizado de forma diferente para obtenção de melhores resultados finais, destaca-se uma possível alteração das dimensões da estrutura central da aeronave com o intuito de permitir alocar um maior número de componentes (cablagem e a segunda bateria da configuração VTOL, como por exemplo) e aumentar a acessibilidade para manutenção e substituição dos instrumentos. Adicionalmente, por forma a realizar uma aeronave mais rígida e compacta deveria ter sido incluído um esqueleto interno metálico ou em compósitos de peso reduzido, evitando a necessidade de implementação de mecanismos de correção de deformações estruturais imprevistas (diedro negativo, por exemplo). Computacionalmente, a obtenção dos modos de vibração natural foi realizada apenas para as asas principais, pelo que a realização desta análise para toda a estrutura permitiria obter resultados mais realistas das frequências de ressonância a evitar durante a operação desta aeronave. A fim de aumentar a validação dos resultados teóricos obtidos seria vantajosa a realização de ensaios aerodinâmicos experimentais no túnel de vento, bem como ensaios de vibrações para comprovação das frequências naturais dos vários modos de vibração calculados. O fator de tempo limitativo impediu a elaboração de modelos computacionais com maior grau de detalhe a nível de análises aerodinâmicas e estruturais no *XFLR5*<sup>©</sup> e no *Siemens NX 12.0*<sup>©</sup>, respetivamente. Adicionalmente, por motivos de tempo não foram efetuados ensaios experimentais para a configuração VTOL desta aeronave, porém a mesma foi construída e instrumentada com sucesso à semelhança da configuração STOL. As configurações STOL e VTOL deste VANT encontram-se prontas para a realização de ensaios em voo, que ainda não foram realizados devido a fatores externos a esta tese.

# Bibliografia

- [1] I. Serrano. *Unmanned Aircraft System (UAS) vs. Manned Aircraft System (MAS): A Military Aircraft Study*, 2015. 430.
- [2] *Unmanned Aircraft Systems (UAS) Operational Approval*. Federal Aviation Administration - U. S. Department of Transportation, July 2013. N 8900.227.
- [3] A. P. Williams and P. D. Scharre. *Autonomous Systems - Issues for Defence Policymakers*. NATO Communications and Information Agency. ISBN 9789284501939.
- [4] *Policy Statement Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems (UAS)*. European Aviation Safety Agency, 2009. E.Y013-01.
- [5] S. G. Gupta, M. M. Chonge, and D. P. M. Jawandhiya. *Review of Unmanned Aircraft System (UAS)*. International Journal of Advanced Research in Computer Engineering and Technology (IJARCET), Volume 2, Issue 4, April 2013.
- [6] *Unmanned Aircraft Systems (UAS)*. International Civil Aviation Organization, 999 University Street, Montréal, Quebec, Canada H3C 5H7, 2011. ISBN 978-92-9231-751-5.
- [7] L. R. Newcome. *Unmanned Aviation: A Brief History of Unmanned Aerial Vehicles*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004. ISBN 1563476444.
- [8] A. R. Jha. *Theory, Design, and Applications of Unmanned Aerial Vehicles*. CRC Press Taylor and Francis Group, 6000 Broken Sound Parkway NW, Suite 300 Boca Raton, FL 33487-2742, 2016. ISBN 13: 978-1-4987-1542-3.
- [9] N. R. Fields. *Advantages and challenges of unmanned aerial vehicle autonomy in the Postheroic age*. Masters Thesis - James Madison University. 205.
- [10] *Flexcraft - Modular, STOL, Flexível*. URL: <http://flexcraft.pt/pt/home/> Acedido a: 2019-04-03.
- [11] R. Reis, M. Quintiães, and M. Rodrigues. *Estudos Preliminares - Contexto de Operação, Mercado e Certificação*. Flexcraft, 2017-04-20. PROJECTO Nº 17805.
- [12] *Climate Change*. URL: <https://unhabitat.org/urban-themes/climate-change/> Acedido a: 2019-04-19.

- [13] J. Vale, F. Afonso, A. Suleman, and F. Lau. *Estudos Preliminares - Estudo de Configuração de Aeronaves*. Flexcraft, 2017-04-14. PROJECTO N° 17805.
- [14] *Estudos Preliminares - Estudo Aprofundado de Materiais, Processos de Produção e Estruturas Primárias para o Conceito de Projeto Utility*. Flexcraft, 2017-04-15. PROJECTO N° 17805.
- [15] K. P. Valavanis and G. J. Vachtsevanos. *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*. Springer, 2015. ISBN 978-90-481-9706-4.
- [16] R. Austin. *Unmanned Aircraft Systems - UAVs Design, Development and Deployment*. A John Wiley and Sons, Ltd., Publication, 2010. ISBN: 978-0-470-05819-0.
- [17] R. Reis, M. Quintiães, M. Rodrigues, P. Albuquerque, L. Fartaria, F. Lau, F. Afonso, and J. Vale. *Especificações Técnicas - Especificação de Missão, Utilizadores e Mercado; Especificações da Cpnfiguração do Conceito de Produto; Perfis de Missão, Personas e Mercado; Configuração do Conceito de Produto*. Flexcraft, 2017-09-10. PROJECTO N° 17805.
- [18] *Vahana*, . URL: <https://vahana.aero/> Acedido a: 2019-06-02.
- [19] *Electric VTOL News - A<sup>3</sup> Vahana*, . URL: <https://vahana.aero/> Acedido a: 2019-06-02.
- [20] *ALTI Ascend*. URL: <https://www.altiuas.com/ascend/> Acedido a: 2019-06-03.
- [21] *Dronee Cornette*. URL: <https://dronee.aero/pages/dronee-plane-wing-rtk-ppk> Acedido a: 2019-06-03.
- [22] *Cora*, . URL: <https://cora.aero/> Acedido a: 2019-06-04.
- [23] *Electric VTOL News - Kitty Hawk Cora*, . URL: <https://evtol.news/aircraft/kitty-hawk-cora/> Acedido a: 2019-06-04.
- [24] *Opener BlackFly*, . URL: <https://www.opener.aero/> Acedido a: 2019-06-04.
- [25] *Electric VTOL News - Opener BlackFly*, . URL: <https://evtol.news/aircraft/opener-blackfly/> Acedido a: 2019-06-04.
- [26] *Quantum Systems - Trinity F90*. URL: <https://www.quantum-systems.com/project/trinity-f90/> Acedido a: 2019-06-05.
- [27] D. Rohacs and J. Rohacs. *Magnetic levitation assisted aircraft take-off and landing (feasibility study - GABRIEL concept)*. Progress in Aerospace Sciences, Vol. 85, 2016.
- [28] J. Zhao. *Modularized airplane structures and methods*, 2012. US Patent 8-256-714.
- [29] M. J. L. Martinez and S. R. C. Llamas. *A modular aircraft*. EP Patent 20-130-382-162.
- [30] *Italdesign, PopUp Project*. URL: <http://www.italdesign.it/project/popup/> Acedido a: 2019-06-21.

- [31] Traveller, "Airbus A3 Transpose cabin project: Radical new designs feature showers, cafes and cocktail bars on board". URL: <https://www.traveller.com.au/airbus-a3-transpose-cabin-project-radical-new-designs-feature-showers-cafes>  
Acedido a: 2019-06-21.
- [32] M. A. Page, J. P. Whitlock, and M. W. Wilks. *Variable size blended wing body aircraft*. URL: <https://www.google.pt/patents/US6708924> Acedido a: 2019-06-24.
- [33] T. C. Corke. *Design of Aircraft*. University of Notre Dame, Pearson Education Inc., 2003. ISBN: 0-13-089234-3.
- [34] D. P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Sylmar, California, Education Series, 2004. ISBN: 0-930403-51-7.
- [35] L. R. Jenkinson and J. F. Marchman. *Aircraft Design Projects for engeneering students*. Butterworth-Heinemann of Elsevier Science, 2003. ISBN: 0-7506-5772-3.
- [36] Plastivida. *PS, XPS e EPS para contacto com os alimentos*. URL: [http://www.plastivida.org.br/estudos/PS\\_XPS\\_EPS\\_Alimentos.pdf](http://www.plastivida.org.br/estudos/PS_XPS_EPS_Alimentos.pdf) Acedido a: 2019-07-01.
- [37] M. A. Caminero, J. M. Chacón, E. García-Plaza, P. J. Núñez, J. M. Reverte, and J. P. Becar. *Additive Manufacturing of PLA-Based Composites Using Fused Filament Fabrication: Effect of Graphene Nanoplatelet Reinforcement on Mechanical Properties, Dimensional Accuracy and Texture*. *Polymers MDPI*, 4 may 2019. 11-799.
- [38] S. L. B. dos Santos. *Impressão 3D - Perspetivas de adoção na Indústria Portuguesa*. Mestrado em Gestão de Informação - Instituto Superior de Estatística e Gestão de Informação - Universidade Nova de Lisboa, maio de 2016.
- [39] A. B. Badiru, V. V. Valencia, and D. Liu. *Additive Manufacturing Handbook - Product Development for the Defense Industry*. CRC Press Taylor & Francis Group, 2017. ISBN: 13-978-1-4822-6408-1.
- [40] T. Campbell, C. Williams, O. Ivanova, and B. Garret. *Could 3D Printing Change the World? - Technologies, Potential and Implications of Additive Manufacturing*. Atlantic Council - Strategic Fersight Report, october 2011.
- [41] A. Pirjan and D. M. Petroșanu. *The Impact Of 3d Printing Technology On The Society And Economy*. *Romanian Economic Business Review*, Romanian-American University, vol. 7, december 2013.
- [42] M. F. S. F. de Moura, A. B. de Moraes, and A. G. de Magalhães. *Materiais Compósitos: Materiais, Fabrico e Comportamento Mecânico*. Publindústria, Edições Técnicas - 2ª Edição.
- [43] Campbell and C. Flake. *Manufacturing Processes of Advanced Composites*. Elsevier Science, 2004.

- [44] S. V. Hoa. *Principles of the Manufacturing of Composite Materials*. Department of Mechanical and Industrial Engineering Concordia University, Quebec, Canada - DEStech Publications Inc., 2009.
- [45] *Siemens NX 12.0*. URL: <https://www.plm.automation.siemens.com/global/pt/products/nx/> Acedido a: 2019-07-10.
- [46] F. Afonso, H. Policarpo, F. Lau, and A. Suleman. *Desenvolvimento - Projeto de VRP*. Flexcraft, 2018-09-21. PROJECTO N° 17805.
- [47] N. M. Komerath. *Advanced Concept Development of a Hydrogen Supersonic Airliner: Second Iteration*. Georgia Institute of Technology, 2011.
- [48] *Airfoil Tools - NACA 4 Digit*. URL: <http://airfoiltools.com/airfoil/naca4digit> Acedido a: 2019-07-07.
- [49] *XFLR 5 v6.02 Guidelines - Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers*, 28-02-2013.
- [50] L. M. A. Parada. *Conceptual and Preliminary Design of a Long Endurance Electric UAV*. Instituto Superior Técnico - Universidade de Lisboa, Thesis to obtain the Master of Science Degree in Aerospace Engineering, november 2016.
- [51] O. Tkachuk. *Detailed design of a forest surveillance UAV*. Instituto Superior Técnico - Universidade de Lisboa, Thesis to obtain the Master of Science Degree in Aerospace Engineering, november 2018.
- [52] *The Engineering Tool Box - U.S. Standard Atmosphere*. URL: [https://www.engineeringtoolbox.com/standard-atmosphere-d\\_604.html](https://www.engineeringtoolbox.com/standard-atmosphere-d_604.html) Acedido a: 2019-07-12.
- [53] J. C. M. Correia. *Detailed Design of a Class I UAV for Maritime Surveillance - Structure, Propulsion and Systems Integration*. Academia da Força Aérea - Sintra, Thesis to obtain the Master of Science Degree in Military Science - Aeronautical Engineering, june 2018.
- [54] *HobbyWing XRotor 2205*, . URL: <http://www.hobbywing.com/goods.php?id=522> Acedido a: 2019-07-14.
- [55] *HobbyWing XRotor 2205 Manual Specifications*, . URL: <http://www.hobbywing.com/products/enpdf/2205-2600KV.pdf> Acedido a: 2019-07-14.
- [56] *DalProps*. URL: <https://www.dalprops.com/products/t5050c> Acedido a: 2019-07-15.
- [57] *Aerodinâmica - Asas Finitas - Escoamento permanente e incompressível*. Instituto Superior Técnico - Universidade de Lisboa.
- [58] *HobbyWing XRotor micro 20A/30A/35A BLHeli*. URL: <http://www.hobbywing.com/goods.php?id=521> Acedido a: 2019-07-15.

- [59] Omni. *Calculator - Drone Flight Time Calculator*. URL: <https://www.omnicalculator.com/other/drone-flight-time> Acedido a: 2019-07-18.
- [60] Tattu. *Gens ACE*. URL: <https://www.gensace.de/tattu-2300mah-14-8v-45c-4s1p-lipo-battery.html> Acedido a: 2019-07-18.
- [61] RCInnovations. *Pixhawk Cube 2.1 and Antenna GPS*. URL: <https://rc-innovations.es/pixhawk-2.1-standard-set-autopilot-open-source-hex-technology> Acedido a: 2019-07-19.
- [62] 3DXR. *Holybro Telemetry Radio Set*. URL: <https://www.3dxr.co.uk/product/holybro-telemetry-radio-set-v2-500mw-433mhz/> Acedido a: 2019-07-19.
- [63] HobbyKing. *Telemetry Receiver X8R*. URL: [https://hobbyking.com/en\\_us/frsky-x8r-8-16ch-s-bus-accst-telemetry-receiver-w-smart-port-no-antenna-cover.html](https://hobbyking.com/en_us/frsky-x8r-8-16ch-s-bus-accst-telemetry-receiver-w-smart-port-no-antenna-cover.html) Acedido a: 2019-07-19.
- [64] Drotek. *Digital Differential Airspeed Sensor Kit*. URL: <https://store.drotek.com/digital-differential-airspeed-sensor-kit-> Acedido a: 2019-07-19.
- [65] *Predim RC. Programme de Conception*. URL: [http://jivaro-models.org/predim\\_rc/page\\_predim\\_rc\\_en.htm](http://jivaro-models.org/predim_rc/page_predim_rc_en.htm) Acedido a: 2019-07-12.
- [66] *Minnesota Scale and Giant Scale RC. Servo Torque Calculator*. URL: <http://www.mnbigbirds.com/Servo%20Torque%20Caculator.htm> Acedido a: 2019-07-12.
- [67] HPModelismo. *Turnigy TG9e Eco Micro Servo 1.5kg / 0.10sec / 9g*. URL: <https://www.hpmodelismo.com/pt/servos/16713-TG9E.html> Acedido a: 2019-07-12.
- [68] Aliexpress. *XDRC Store*. URL: <https://pt.aliexpress.com/item/33000359224.html> Acedido a: 2019-07-05.
- [69] Banggood. *RC Airplane Parts*. URL: <https://www.banggood.com/Universal-Rear-Wheel-25mm-40-60-Grades-Disassembled-For-Multi-RC-Airplane.html> Acedido a: 2019-07-05.
- [70] A. Suleman. *Design Point - Aircraft Design*. Apontamentos da Unidade Curricular de Projeto Aeroespacial - Instituto Superior Técnico, 2018.
- [71] M. Hepperle. *Electric Flight—Potential and Limitations*. German Aerospace Center, DLR: Braunschweig, Germany, 2012.
- [72] NATO. *NATO Standard AEP83 Light Unmanned Aircraft Systems Airworthiness Requirements*, 2014.
- [73] *Part23—Small Airplane Certification Process Study - Recommendations For General Aviation For The Next 20 Years*. Federal Aviation Administration, July 2009.

- [74] N. Glīzde. *Plotting the Flight Envelope of an Unmanned Aircraft System Air Vehicle*. Institute of Aeronautics, Faculty of Mechanical Engineering, Transport and Aeronautics, Riga Technical University, Riga, Latvia, august 2017. ISSN 2255-9876.
- [75] T. H. G. Megson. *Aircraft Structures for Engineering Students*. Elsevier Science, 4<sup>th</sup> edition, 2007. ISBN-13: 978-0-75066-7395.
- [76] M. C. Y. Niu. *Airframe Stress Analysis and Sizing*. Hong Kong Conmillit Press LTD., 2<sup>nd</sup> edition, 1999. ISBN 962-7128-08-2.
- [77] S. Brandt and F. Gilliam. *Introduction to Aeronautics: A Design Perspective*. AIAA Education Series, 2<sup>nd</sup> edition, 2004. ISBN: 978-90-481-9706-4.
- [78] B. M. dos Santos Cunha. *Development of Control Strategies for the Joined-Wing Aircraft*. Instituto Superior Técnico - Universidade de Lisboa, Thesis to obtain the Master of Science Degree in Aerospace Engineering, june 2011.
- [79] A. J. Keane, A. Sóbester, and J. P. Scanlan. *Small Unmanned Fixed-wing Aircraft Design: A Practical Approach*. Wiley, 2017.
- [80] Imperialum. *IFoam Descrição do Produto - Ficha Técnica*. URL: <https://www.imperialum.com/cms/wp-content/uploads/2014/08/FTpt-IFOAM.pdf> Acedido a: 2019-07-20.
- [81] Simplify3D. *Filament Properties Table*. URL: <https://www.simplify3d.com/support/materials-guide/properties-table/> Acedido a: 2019-07-20.
- [82] CamJIC. *Comparison of typical 3D printing materials*. URL: <http://2015.igem.org/wiki/images/2/24/CamJIC-Specs-Strength.pdf> Acedido a: 2019-07-20.
- [83] L. Chilson. *The Difference Between ABS and PLA for 3D Printing*. URL: <http://www.protoparadigm.com/news-updates/the-difference-between-abs-and-pla-for-3d-printing/> Acedido a: 2019-07-20.
- [84] S. Ekşi and K. Genel. *Comparison of Mechanical Properties of Unidirectional and Woven Carbon, Glass and Aramid Fiber Reinforced Epoxy Composites*. Sakarya University, Mechanical Engineering Department, Sakarya, Turkey.
- [85] B. Zwingmann. *Research Gate - Mechanical properties of carbon fibers compared with steel materials*. URL: [https://www.researchgate.net/figure/Mechanical-properties-of-carbon-fibers-compared-with-steel-materials\\_tbl1\\_283308870](https://www.researchgate.net/figure/Mechanical-properties-of-carbon-fibers-compared-with-steel-materials_tbl1_283308870) Acedido a: 2019-07-22.
- [86] TapPlastics. *Pultruded Carbon Rods and Tubes*. URL: [https://www.tapplastics.com/uploads/pdf/Pultruded\\_Carbon\\_Rods\\_\\_Tubes.pdf](https://www.tapplastics.com/uploads/pdf/Pultruded_Carbon_Rods__Tubes.pdf) Acedido a: 2019-07-22.
- [87] GrabCAD. *Free CAD Library*. URL: <https://grabcad.com/> Acedido a: 2019-08-01.

- [88] M. V. Cook. *Flight Dynamic Principles - A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control*. Elsevier Science, 3<sup>rd</sup> edition, 2007. ISBN-13: 978-0-08-098242-7.
- [89] M. Tooley, A. Filippone, T. H. C. Megson, M. V. Cook, P. W. Carpenter, E. L. Houghton, D. Wyatt, L. R. Jenkinson, J. Marchman, F. Florio, J. Watkinson, P. Gurfil, and H. D. Curtis. *Aircraft Structures for Engineering Students*. Elsevier Science, 2009. ISBN-13: 978-1-85617-576-0.
- [90] J. N. Reddy. *Mechanics of Laminate Composite Plates and Shells: Theory and Analysis*. Boca Raton: CRC Press, 2<sup>nd</sup> edition, 2004. ISBN:0-8493-1592-1.
- [91] F. P. Beer, J. E. R. Johnston, J. T. DeWolf, and D. F. Mazurek. *Mechanics of Materials*. Mc Graw Hill, 2015.
- [92] M. H. S. Ramos. *Construction and Analysis of a Lightweight UAV Wing Prototype*. Thesis to obtain the Master of Science Degree in Aerospace Engineering - Instituto Superior Técnico - Universidade de Lisboa, november 2015.
- [93] C. Spada. *Aeroelastic Analysis of Nonlinear High Aspect Ratio Wings*. Instituto Superior Técnico - Universidade de Lisboa, Thesis to obtain the Master of Science Degree in Aerospace Engineering. October 2014.
- [94] A. Demitras and M. Bayraktar. *Free Vibration Analysis of an Aircraft Wing by Considering as a Cantilever Beam*. Department of Mechanical Engineering, Mechanical Engineering Faculty, Yildiz Technical University, Besiktas, 34349 Istanbul, Turkey.
- [95] M. Hassanalain and A. A. R. Salazar. *Conceptual design and optimization of a tilt-rotor micro air vehicle*. Chinese Society of Aeronautics and Astronautics and Beihang University - Chinese Journal of Aeronautics, setember 2018.
- [96] G. F. Gameiro. *Design Modifications of a UAV Wing for Optimal Integration of a Magnetic Anomaly Detection Sensor*. Instituto Superior Técnico - Universidade de Lisboa, Thesis to obtain the Master of Science Degree in Aerospace Engineering, november 2018.
- [97] G. J. Leishman. *Principles of Helicopter Aerodynamics*. Cambridge University Press, 2006.
- [98] J. Seddon. *Basic Helicopter Aerodynamics*. Blackwell Science: Hoboken, NJ, USA, 2<sup>nd</sup> edition, 1990.
- [99] BeeVeryCreative. *HelloBeePrusa*. URL: <https://beeverycreative.com/hellobeeprusa-3d-printer/>.
- [100] S. K. Moon, Y. E. Tan, J. Hwang, and Y. J. Yoon. *Application of 3D printing technology for designing light-weight unmanned aerial vehicle wing structures*. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing - Green Technology, 2014. 1(3):223–228.
- [101] F. L. de Silva Bussamra, C. M. M. Vilchez, and J. C. Santos. *Experimental Determination Of Unmanned Aircraft Inertial Properties*. ITA – Instituto Tecnológico de Aeronáutica - 2009 Brazilian Symposium on Aerospace Eng. and Applications, 2009.

# Apêndice A

## Análise de Mercado



(a) Aeronave *Airbus A<sup>3</sup> Vahana* [19].



(b) Aeronave *ALTI Ascend* [20].



(c) Aeronave *Dronee Plane v2.0* [21].



(d) Aeronave *Kitty Hawk Cora* [23].



(e) Aeronave *Opener BlackFly v3* [25].



(f) Aeronave *Trinity F9* da *Quantum Systems* [26].

Figura A.1: Aeronaves mencionadas durante a análise de mercado.

# Apêndice B

## Design Conceptual

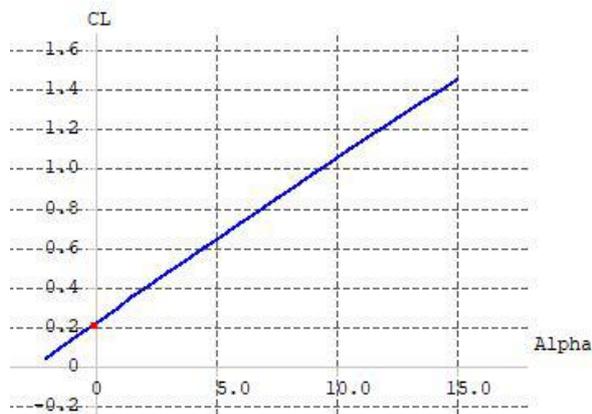


Figura B.1: Gráfico  $C_L$  vs.  $\alpha$  sem superfícies de controle.

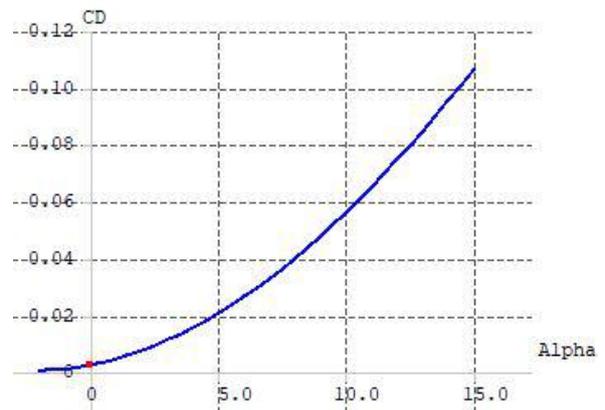


Figura B.2: Gráfico  $C_D$  vs.  $\alpha$  sem superfícies de controle.

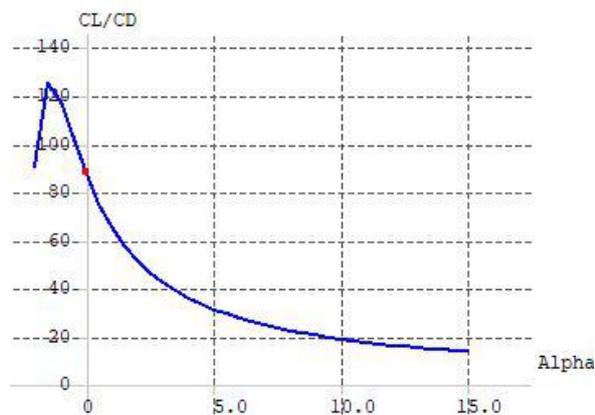


Figura B.3: Gráfico  $C_L/C_D$  vs.  $\alpha$  sem superfícies de controle.

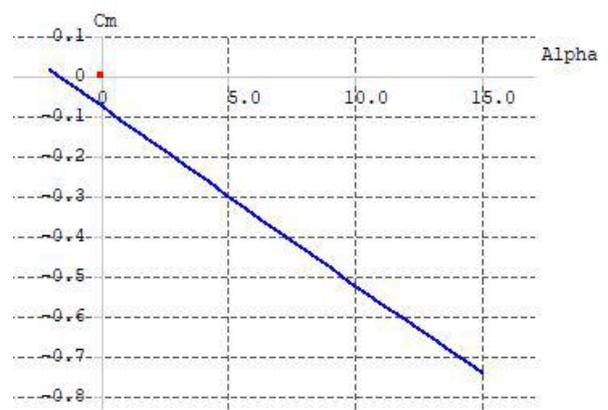


Figura B.4: Gráfico  $C_m$  vs.  $\alpha$  sem superfícies de controle.

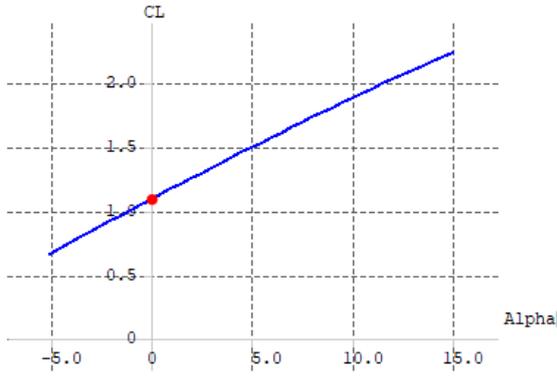


Figura B.5: Gráfico  $C_L$  vs.  $\alpha$  com superfícies de controlo.

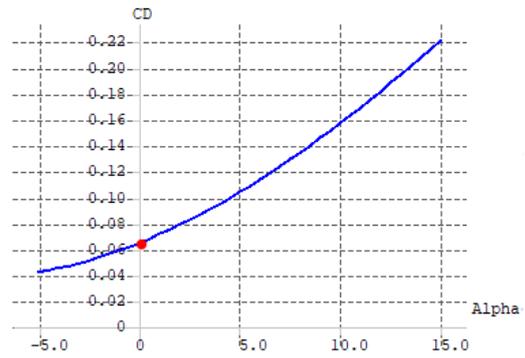


Figura B.6: Gráfico  $C_D$  vs.  $\alpha$  com superfícies de controlo.

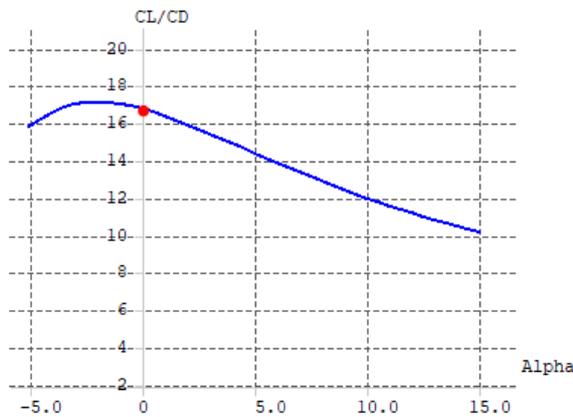


Figura B.7: Gráfico  $C_L/C_D$  vs.  $\alpha$  com superfícies de controlo.

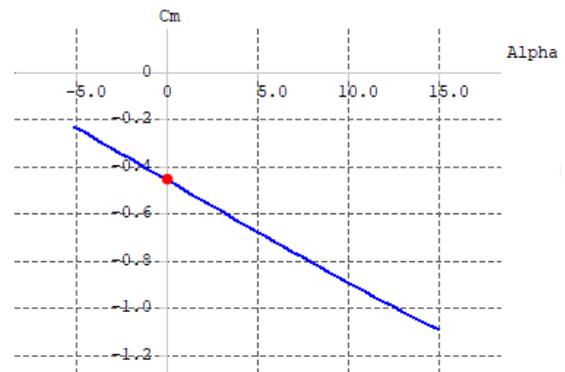


Figura B.8: Gráfico  $C_m$  vs.  $\alpha$  com superfícies de controlo.

Derivadas Longitudinais			
Derivada	Unidades (SI)	Derivada	Unidade (SI)
$X_u = C_{X_u} \frac{qS}{mV_0}$	$s^{-1}$	$Z_q = C_{Z_q} \frac{\bar{c}qS}{2V_0m}$	m/s
$X_w = C_{X_w} \frac{qS}{mV_0}$	$s^{-1}$	$M_u = C_{m_u} \frac{QS\bar{c}}{V_0I_y}$	$(m.s)^{-1}$
$Z_u = C_{Z_u} \frac{qS}{mV_0}$	$s^{-1}$	$M_w = C_{m_\alpha} \frac{qS\bar{c}}{V_0I_y}$	$(m.s)^{-1}$
$Z_w = C_{Z_w} \frac{qS}{mV_0}$	$s^{-1}$	$M_q = C_{m_q} \frac{\bar{c}^2 qS}{2V_0I_y}$	$s^{-1}$

Tabela B.1: Derivadas de estabilidade longitudinal.

Derivadas Laterais			
Derivada	Unidades (SI)	Derivada	Unidade (SI)
$Y_v = C_{Y_v} \frac{qS}{mV_0}$	$s^{-1}$	$L_r = C_{L_r} \frac{b^2 qS}{2V_0I_y}$	$s^{-1}$
$Y_p = C_{Y_p} \frac{bqS}{2V_0m}$	m/s	$N_v = C_{n_b} \frac{qSb}{I_z}$	$s^{-2}$
$Y_r = C_{Y_r} \frac{bqS}{2V_0m}$	m/s	$N_p = C_{n_p} \frac{b^2 qS}{2V_0I_z}$	$s^{-1}$
$L_v = C_{l_b} \frac{qSb}{I_x}$	$s^{-2}$	$N_r = C_{n_r} \frac{b^2 qS}{2V_0I_z}$	$s^{-1}$
$L_p = C_{l_p} \frac{b^2 qS}{2V_0I_x}$	$s^{-1}$		

Tabela B.2: Derivadas de estabilidade lateral.



## Apêndice C

# Design Preliminar e Detalhado

Componente	$xx$ [mm]	$yy$ [mm]	$zz$ [mm]	Peso [g]	$M_x$ [kg.mm]	$M_y$ [kg.mm]	$M_z$ [kg.mm]
Carenagem 1	12.7	-518.1	0	72.3	0.918	-37.459	0
Carenagem 2	154.1	-140.8	0.8	176.6	27,214	-24.865	0.141
Carenagem 3	154.1	140.8	0.8	176.6	27,214	24.865	0.141
Carenagem 4	12.7	518.1	0	72.3	0.918	37.459	0
Canto 1	589,2	-132.1	154.3	23.4	13,787	-3.091	3.611
Canto 2	589,2	132.1	154.3	23.4	13,787	3.091	3.611
Canopy	89.8	0	-3.0	368.0	33.046	0	-1.104
Tampa	81.7	0	21.6	76.7	6.266	0	1.657
Asa 1	59.8	-292.7	2.7	20.5	1.226	-6	0.055
Asa 2	59.8	292.7	2.7	20.5	1.226	6.0	0.055
E. Vertical 1	526,9	-140	70.5	2.5	1,317	-0.350	0.176
E. Vertical 2	526,9	140	70.5	2.5	1,317	0.350	0.176
E. Horizontal	596,1	0	158.0	8.1	4,828	0	1.280
Motor 1	-61.7	-520.1	0.5	29.5	-1.820	-15.343	0.015
Motor 2	-67.2	-140.0	1.0	29.5	-1.982	-4.130	0.030
Motor 3	-67.2	140.0	1.0	29.5	-1.982	4.130	0.030
Motor 4	-61.7	520.1	0.5	29.5	-1.820	15.343	0.015
ESC 1	-32.6	-520.1	-11.0	7	-0.228	-3.641	-0.077
ESC 2	-35.5	-140.3	-10.5	7	-0.249	-0.982	-0.074
ESC 3	-35.5	140.3	-10.5	7	-0.249	0.982	-0.074
ESC 4	-32.6	520.1	-11.0	7	-0.249	3.641	-0.077
Hélice 1	-78.0	-520.1	0.5	3.9	-0.304	-2.028	0.002
Hélice 2	-83.5	-140.0	1.0	3.9	-0.326	-0.546	0.004
Hélice 3	-83.5	140.0	1.0	3.9	-0.326	0.546	0.004
Hélice 4	-78.0	520.1	0.5	3.9	-0.304	-2.028	0.002
Servo 1	45.6	-487.4	-11.0	9	0,410	-4.387	-0,099
Servo 2	108.6	-172.6	-12.6	9	0,973	-1.553	-0,113
Servo 3	108.6	172.6	-12.6	9	0,973	1.553	-0,113
Servo 4	45.6	487.4	-11.0	9	0,410	4.387	-0,099
Servo 5	495.0	-129.3	29.1	9	4,455	-1.164	0,262
Servo 6	495.0	129.3	29.1	9	4,455	1.164	0,262
Servo 7	589,9	111.4	144.9	9	5,309	1,003	1,304
Pixhawk	101.0	0	4.9	39	3,939	0	0,230
Recetor RC	24.3	28.8	0.04	16.8	0.408	0.484	0.001
Recetor Telem.	24.1	-24.2	2.0	110	2.651	-2.662	0.220
Bateria	58.0	0	7.1	230.5	13.369	0	1.637
Antena GPS	62.1	0	40.2	49	3.043	0	1.970

Tabela C.1: Posições de coordenadas do centro de massa, pesos e momentos de cada componente presente na aeronave - Parte 1.

Componente	$xx$ [mm]	$yy$ [mm]	$zz$ [mm]	Peso [g]	$M_x$ [kg.mm]	$M_y$ [kg.mm]	$M_z$ [kg.mm]
Tubo de <i>pitot</i>	40.1	0	0	14	0.561	0	0
Varões M8	21.52	0	1	272	5.853	0	0.272
Porcas/Anilhas M8	21.52	0	1	47	1.011	0	0.047
Lastro Carenagens	-32.0	0	10.47	462	-14.784	0	4.837
Lastro <i>Canopy</i>	-3.6	0	0	200	-0.720	0	0
Fuselagem	12.4	0	-48.9	90.8	1.126	0	-4.440
Trem 1	29.2	-140.5	-93.7	35	1.022	-4.918	-3.280
Trem 2	29.2	140.5	-93.7	35	1.022	4.918	-3.280
Trem 3	434.1	-140.5	-68.8	14.2	6.164	-1.995	-0.977
Trem 4	434.1	140.5	-68.8	14.2	6.164	1.995	-0.977
Suportes	166.4	13.0	12.0	65.4	10.929	0.852	0.792
<i>Control horns e Push rods</i>	-	-	-	7	-	-	-
TOTAL				2969.9	181.959	-0.323	8.078

Tabela C.2: Posições de coordenadas do centro de massa, pesos e momentos de cada componente presente na aeronave - Parte 2.

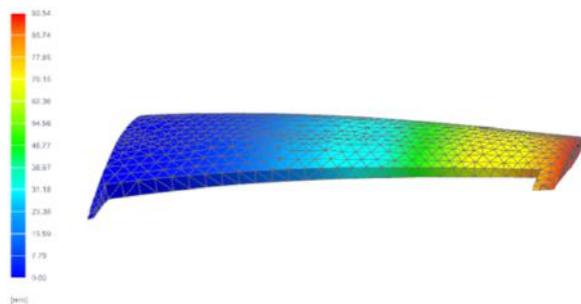


Figura C.1: Deslocamento obtido na extremidade da asa principal para aplicação de uma carga igual a -1.8g.

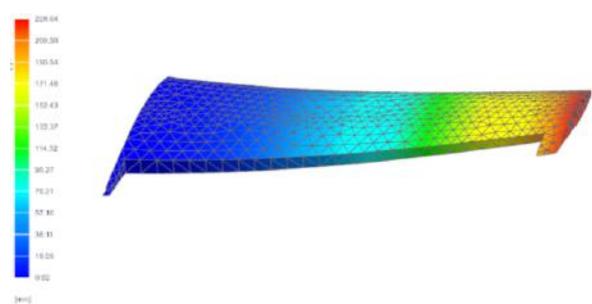


Figura C.2: Deslocamento obtido na extremidade da asa principal para aplicação de uma carga igual a 4.4g.

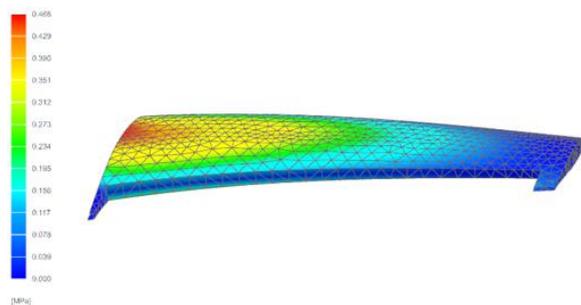


Figura C.3: Tensão máxima obtida na asa principal para aplicação de uma carga igual a -1.8g.

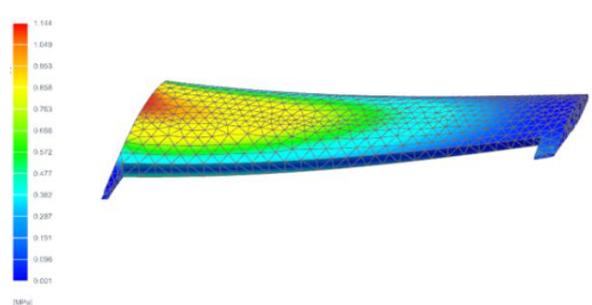


Figura C.4: Tensão máxima obtida na asa principal para aplicação de uma carga igual a 4.4g.

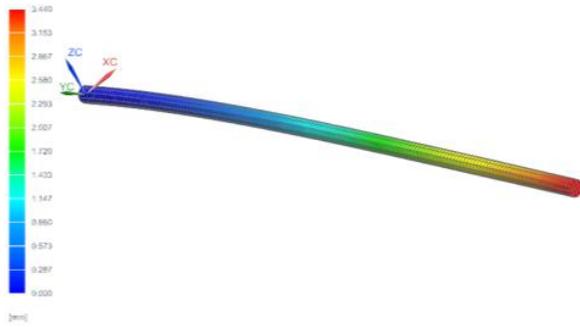


Figura C.5: Deslocamento obtido na extremidade da viga de aço para aplicação de uma carga igual a -1.8g.



Figura C.6: Deslocamento obtido na extremidade da viga de aço para aplicação de uma carga igual a 4.4g.

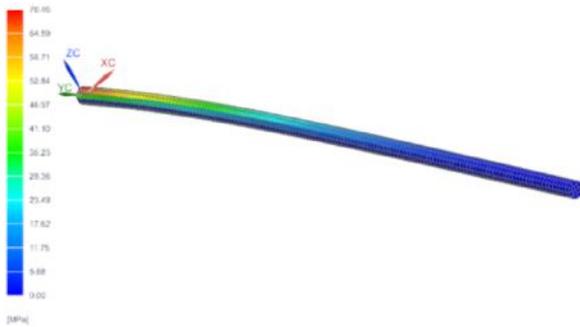


Figura C.7: Tensão máxima obtida na viga de aço para aplicação de uma carga igual a -1.8g.

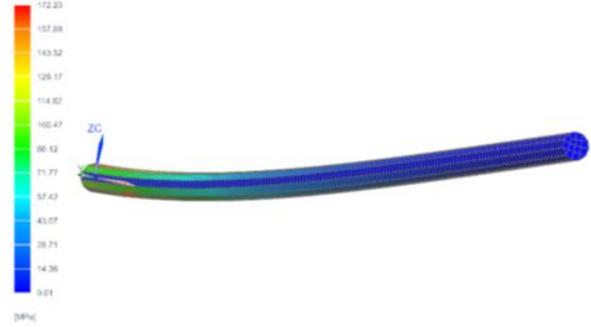


Figura C.8: Tensão máxima obtida na viga de aço para aplicação de uma carga igual a 4.4g.

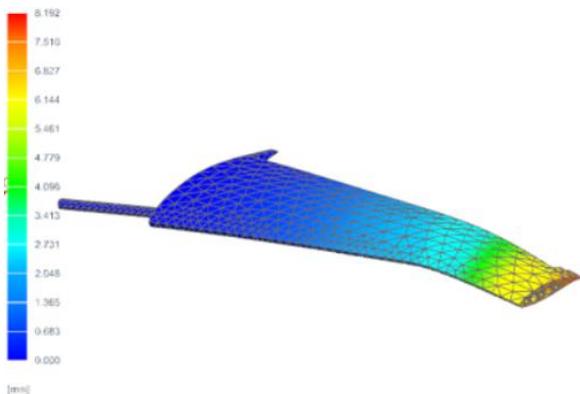


Figura C.9: Deslocamento obtido na extremidade do conjunto asa mais viga de aço para aplicação de uma carga igual a -1.8g.

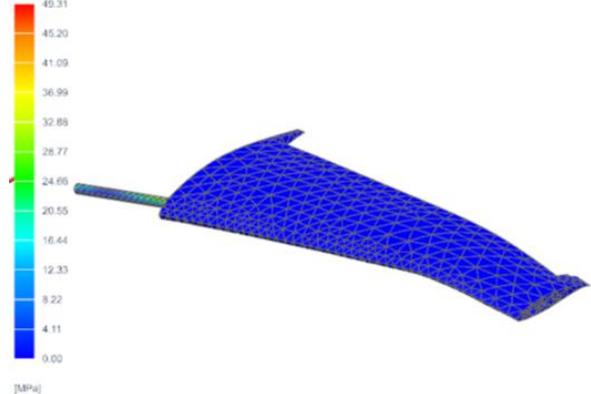


Figura C.10: Tensão máxima obtida no conjunto asa mais viga de aço para aplicação de uma carga igual a -1.8g.

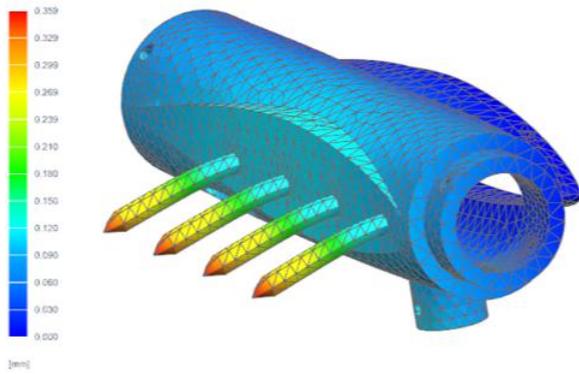


Figura C.11: Deslocamento obtido na carenagem central para a aplicação de uma carga igual a 5 N na extremidade.

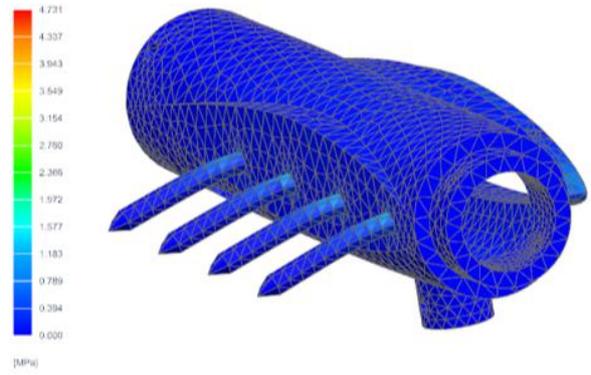


Figura C.12: Tensão máxima obtida na carenagem central para a aplicação de uma carga igual a 5 N na extremidade.

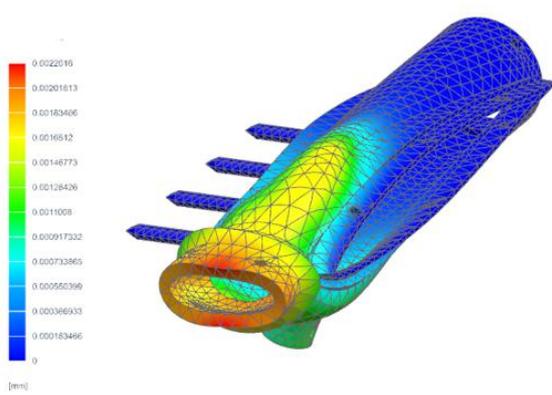


Figura C.13: Deslocamento obtido na carenagem central para a aplicação de uma aceleração dos motores na extremidade.

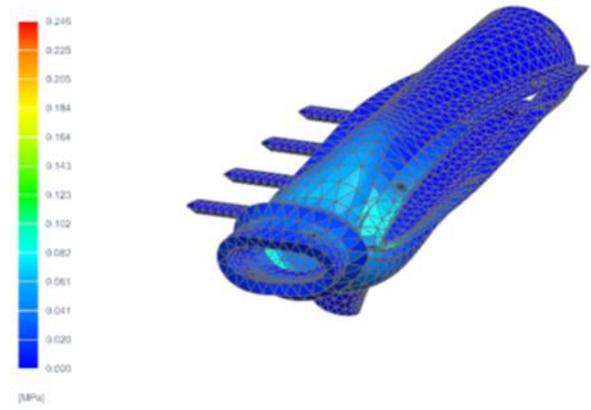


Figura C.14: Tensão máxima obtida na carenagem central para a aplicação de uma aceleração dos motores na extremidade.

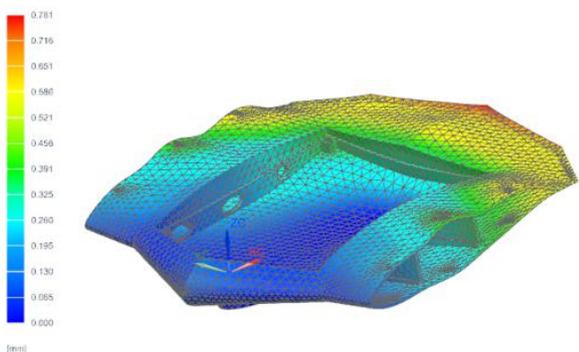


Figura C.15: Deslocamento obtido na *canopy* central para a aplicação de uma carga igual a 4.4g.

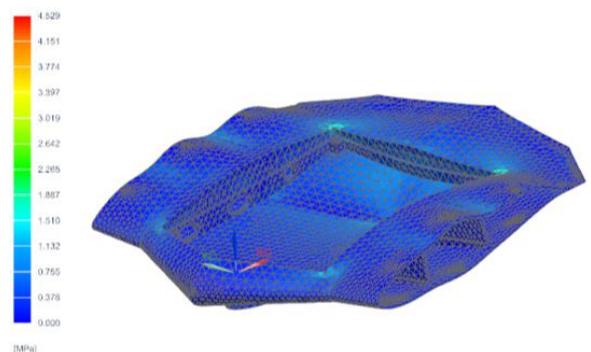


Figura C.16: Tensão máxima obtida na *canopy* central para a aplicação de uma carga igual a 4.4g.

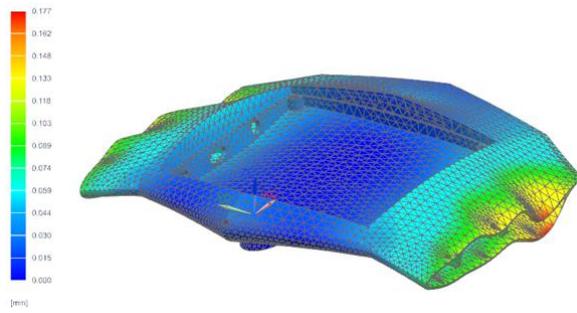


Figura C.17: Deslocamento obtido na *canopy* central para a aplicação de uma carga igual a 10 N na extremidade.

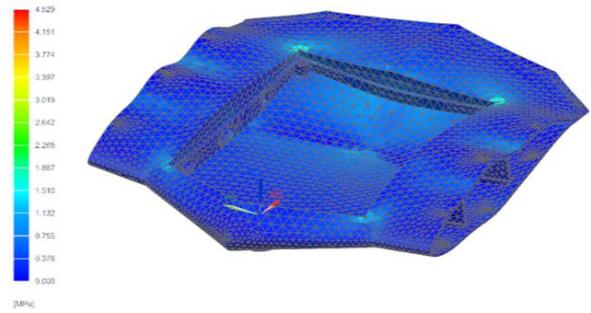


Figura C.18: Tensão máxima obtida na *canopy* central para a aplicação de uma carga igual a 10 N na extremidade.



## Apêndice D

# Configuração VTOL

Componente	$xx$ [mm]	$yy$ [mm]	$zz$ [mm]	Peso [g]	$M_x$ [kg.mm]	$M_y$ [kg.mm]	$M_z$ [kg.mm]
Carenagem 1	30.9	-519.4	-1.3	140.0	4.326	-72.716	-0.182
Carenagem 2	141.9	-140.0	0.1	192.7	27.344	-27.113	0.019
Carenagem 3	141.9	140.0	0.1	192.7	27.344	27.113	0.019
Carenagem 4	30.9	519.4	-1.3	140.0	4.326	72.716	-0.182
Canto 1	589.2	-132.1	154.3	23.4	13.787	-3.091	3.611
Canto 2	589.2	132.1	154.3	23.4	13.787	3.091	3.611
Canopy	89.9	0	-3	368	33.046	0	-1.104
Tampa	81.7	0	21.6	76.7	6.266	0	1.657
Asa 1	59.8	-292.7	2.7	20.5	1.226	-6.001	0.055
Asa 2	59.8	292.7	2.7	20.5	1.226	6.001	0.055
E. Vertical 1	526.9	-140.0	70.5	2.5	1.317	-0.35	0.176
E. Vertical 2	526.9	140.0	70.5	2.5	1.317	0.35	0.176
E. Horizontal	596.1	0	158	8.1	4.828	0	1.280
Motor 1	-71.9	-520.0	14.5	29.5	-2.121	-15.340	0.428
Motor 2	-68.4	-140.0	16.0	29.5	-2.018	-4.148	0.472
Motor 3	-68.4	140.0	16.0	29.5	-2.018	4.148	0.472
Motor 4	-71.9	520.0	14.5	29.5	-2.121	15.340	0.428
Motor 5	117.8	-520.0	22.0	29.5	3.475	-15.340	0.649
Motor 6	192.0	-140.0	23.1	29.5	5.664	-4.130	0.681
Motor 7	192.0	140.0	23.1	29.5	5.664	4.130	0.681
Motor 8	117.8	520.0	22.0	29.5	3.475	15.340	0.649
ESC 1	-35.3	-514.1	4.8	7.0	-0.247	-3.599	0.034
ESC 2	-33.8	-133.6	5.4	7.0	-0.237	-0.935	0.038
ESC 3	-33.8	133.6	5.4	7.0	-0.237	0.935	0.038
ESC 4	-35.3	514.1	4.8	7.0	-0.247	3.599	0.034
ESC 5	11.2	520.0	-8.8	7.0	0.078	-3.640	-0.062
ESC 6	193.2	-140.0	-2.3	7.0	1.352	-0.981	-0.016
ESC 7	193.2	140.0	-2.3	7.0	1.352	0.981	-0.016
ESC 8	11.2	520.0	-8.8	7.0	0.078	3.640	-0.062
Hélice 1	-71.9	-520.0	30.8	3.9	-0.280	-2.028	0.120
Hélice 2	-68.4	-140.0	32.3	3.9	-0.267	-0.548	0.126
Hélice 3	-68.4	140.0	32.3	3.9	-0.267	0.548	0.126
Hélice 4	-71.9	520.0	30.8	3.9	-0.280	2.028	0.120
Hélice 5	117.8	-520.0	38.3	3.9	0.459	-2.028	0.149
Hélice 6	192.0	-140.0	39.3	3.9	0.749	-0.546	0.153
Hélice 7	192.0	140.0	39.3	3.9	0.749	0.546	0.153
Hélice 8	117.8	520.0	38.3	3.9	0.459	2.028	0.149

Tabela D.1: Posições de coordenadas do centro de massa, pesos e momentos de cada componente presente na versão VTOL - Parte 1.

Componente	$xx$ [mm]	$yy$ [mm]	$zz$ [mm]	Peso [g]	$M_x$ [kg.mm]	$M_y$ [kg.mm]	$M_z$ [kg.mm]
Servo 1	45.6	-487.4	-11.0	9.0	0.410	-4.387	-0.099
Servo 2	108.1	-172.6	-12.6	9.0	0.973	-1.553	-0.113
Servo 3	108.1	172.6	-12.6	9.0	0.973	1.553	-0.113
Servo 4	45.6	487.4	-11.0	9.0	0.410	4.387	-0.099
Servo 5	495.0	-129.3	29.1	9.0	4.455	-1.164	0.262
Servo 6	495.0	129.3	29.1	9.0	4.455	1.164	0.262
Servo 7	589.9	111.4	144.9	9.0	5.309	1.003	1.304
Servo 8	-36.4	-517.0	-3.5	9.0	-0.328	-4.653	-0.032
Servo 9	-34.2	-137.1	-2.5	9.0	-0.308	-1.234	-0.023
Servo 10	-34.2	137.1	-2.5	9.0	-0.308	1.234	-0.023
Servo 11	-36.4	517.0	-3.5	9.0	-0.328	4.653	-0.032
Trem 1	29.2	-140.5	-93.7	35	1.022	-4.918	-3.280
Trem 2	29.2	140.5	-93.7	35	1.022	4.918	-3.280
Trem 3	434.1	-140.0	-68.8	14.2	6.164	-1.995	-0.977
Trem 4	434.1	140.0	-68.8	14.2	6.164	1.995	-0.977
Pixhawk	101.0	0	4.9	39.0	3.939	0	0.230
Recetor RC	24.3	28.8	0.04	16.8	0.561	0.484	0.001
Recetor Telem.	24.1	-24.2	2.0	110.0	2.651	-2.662	0.220
Bateria 1	58.0	0	7.1	230.5	13.369	0	1.367
Bateria 2	9.0	0	-53.0	230.5	2.074	0	-12.217
Antena GPS	62.1	0	40.2	49.0	3.043	0	1.970
Tubo de pitot	40.1	0	0	14.0	0.561	0	0
Varões M8	21.5	0	1.0	272.0	5.853	0	0.272
Porcas/Anilhas M8	21.5	0	1.0	47.0	1.011	0	0.047
Lastro Canopy	-3.6	0	0	200.0	-0.72	0	0
Fuselagem	12.4	0	-48.9	90.8	1.126	0	-4.440
Lastro Fuselagem	-66.2	0	-53.5	243.0	-16.087	0	-13.001
Suportes	166.4	13.0	12.5	65.4	10.925	0.852	0.792
Control Horns e Push Rods	-	-	-	7	-	-	-
<b>TOTAL</b>				<b>3358.8</b>	<b>63.751</b>	<b>-0.092</b>	<b>-4.594</b>

Tabela D.2: Posições de coordenadas do centro de massa, pesos e momentos de cada componente presente na versão VTOL - Parte 2.

## Apêndice E

# Ensaio Experimentais

Oscilações	Estrutura Bifilar		Guinada	
	Tempo [s]	Período [1/s]	Tempo [s]	Período [1/s]
5	5.43	1.086	6.51	1.302
5	5.38	1.076	6.30	1.260
5	5.32	1.064	6.36	1.272
10	10.66	1.066	12.79	1.279
10	10.59	1.059	12.76	1.276
10	10.63	1.063	12.93	1.293
15	16.13	1.075	19.0	1.267
15	16.05	1.070	19.18	1.279
15	15.95	1.063	19.19	1.279
Média	-	1.069	-	1.279

Tabela E.1: Medições de oscilação, tempo e período para o movimento de guinada com e sem estrutura.

Oscilações	Estrutura		Picada		Rolamento	
	Tempo [s]	Período [1/s]	Tempo [s]	Período [1/s]	Tempo [s]	Período [1/s]
5	7.28	1.456	7.15	1.430	7.45	1.490
5	7.16	1.432	7.10	1.420	7.48	1.496
5	7.25	1.450	7.10	1.420	7.52	1.504
10	14.46	1.446	14.23	1.423	15.19	1.519
10	14.55	1.455	14.15	1.415	15.26	1.526
10	14.60	1.460	14.33	1.433	15.08	1.508
15	21.65	1.443	21.45	1.430	22.79	1.519
15	21.82	1.455	21.48	1.432	22.75	1.517
15	21.73	1.449	21.45	1.430	22.72	1.515
Média	-	1.450	-	1.426	-	-

Tabela E.2: Medições de oscilação, tempo e período para os movimentos de picada e rolamento com e sem estrutura.