



ESCOLA NAVAL



ta sãntõr õ bõ fãirõ

José Pedro Lopes Rodrigues

**Desenvolvimento e Construção de um Veículo
Aéreo Não Tripulado de baixo custo para ampliar
as capacidades operacionais da Marinha
Portuguesa**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Ciências Militares Navais, na especialidade de Engenharia
Naval Ramo Mecânica



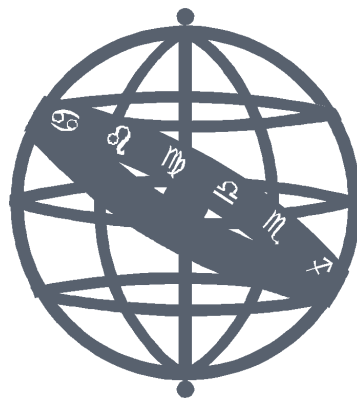
Alfeite

2023



ESCOLA NAVAL

talant de bi-faire



José Pedro Lopes Rodrigues

*Desenvolvimento e Construção de um Veículo Aéreo Não
Tripulado de baixo custo para ampliar as capacidades
operacionais da Marinha Portuguesa*

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Ciências Militares Navais, na especialidade de Engenharia Naval Ramo
Mecânica

Orientação de: Hugo Filipe Diniz Policarpo

Co-orientação de: Frederico José Prata Rente Reis Afonso

O Aluno Mestrando,

O Orientador,

José Lopes Rodrigues

Hugo Diniz Policarpo

Alfeite

2023

Research is creating new Knowledge

Neil Armstrong

Agradecimentos

Gostaria de agradecer ao orientador, Professor Hugo Policarpo, e co orientador, Professor Frederico Afonso, pelo apoio prestado na resolução de problemas e abertura de horizontes para o desenvolvimento do presente projeto. Conteí com elevada disponibilidade e auxílio.

Gostaria de agradecer aos camaradas Silva Guerreiro e Nogueira Rodrigues, com quem partilhei alojamento ao longo de vários meses, que me apoiaram e auxiliaram, sempre com boa disposição.

Gostaria de agradecer à equipa do AeroTec, do projeto ATLAS, bem como ao Pedro Fernandes, pelo auxílio prestado com partilha de experiência e conhecimento de desenvolvimento de aeronaves, operação de maquinaria e familiarização com processos de fabrico despendendo do seu tempo pessoal.

Por último e mais importante, quero agradecer aos meus pais e irmão que me acompanharam ao longo de todo o processo até à conclusão do trabalho, com quem pude contar em momentos de descontração por forma a manter o foco quando assim era necessário.

Resumo

A presente dissertação visa o desenvolvimento e projeto detalhado de um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) de baixo custo para ampliar as capacidades operacionais da Marinha Portuguesa.

Esta dissertação é motivada pelo trabalho desenvolvido em 2021, pelo camarada GMAR Joel Martins que iniciou o projeto deste VANT. Apenas a fase de projeto conceptual foi abordada, na qual foi realizado um estudo de mercado de opções existentes para os requisitos definidos por forma a adequar o desempenho de missões de vigilância marítima. Foi escolhida a configuração da aeronave, uma aeronave de asa retangular e cauda em T, as suas dimensões e perfis aerodinâmicos.

A presente dissertação aborda o projeto preliminar e detalhado onde se recorre a análises computacionais (aerodinâmicas e estruturais) para estabelecer a configuração final, dimensionar a estrutura e selecionar os materiais mais adequados para o VANT a ser construído.

Assim, obtém-se um VANT com a estrutura primária principalmente em material compósito (matriz de fibra de carbono e resina epoxi) e em polímero recorrendo a manufatura aditiva. A madeira balsa, contraplacado e poliestireno extrudido são selecionados por forma a compor a restante estrutura da aeronave ou complementar o fabrico de materiais compósitos.

Assim, obtém-se uma aeronave de asa retangular com envergadura de 3.2 m, comprimento de 2.3 m e altura de 0.82 m. Do dimensionamento resultou uma aeronave de 10.8 kg, com capacidade de transportar uma carga de 2.5 kg, com uma autonomia de missão de 80 min. A estimativa inicial de custos materiais associados à sua construção é de 3.500 €.

Palavras-chave: Veículos Aéreos Não Tripulados, Projeto Aeronáutico, Análise aerodinâmica, Análise Estrutural

Abstract

This dissertation aims to develop and detail the design of a low-cost Unmanned Aerial Vehicle (UAV) to expand the Portuguese Navy's operational capabilities.

This dissertation is motivated by the work carried out in 2021 by GMAR Joel Martins, who initiated the design of this UAV. Only the conceptual design phase was addressed, in which a market study of existing options for the defined requirements was carried out in order to adapt the performance of maritime surveillance missions. The configuration of the aircraft, a rectangular wing and T-tail aircraft, its dimensions and aerodynamic profiles were chosen.

This dissertation deals with preliminary and detailed design, using computational analyses (aerodynamic and structural) to establish the final configuration, size of the structure, and to select the most suitable materials to build the UAV.

This resulted in a UAV with a primary structure mainly made of composite material (carbon fibre matrix and epoxy resin) and polymer using additive manufacturing. Balsa wood, plywood and extruded polystyrene are selected to make up the rest of the aircraft's structure or complement the manufacturing of composite materials components.

This resulted in a rectangular-winged aircraft with a wingspan of 3.2 m, a length of 2.3 m and a height of 0.82 m. The design resulted in an aircraft weighing 10.8 kg, with a payload of 2.5 kg, with a mission autonomy of 80 minutes. The initial estimate of material costs associated with its construction is 3.500 €.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle, Aircraft Design, Aerodynamic Analysis, Structural Analysis

Índice

1	Introdução	1
1.1	Contextualização	1
1.2	Motivação	2
1.3	Identificação do problema	5
1.4	Objetivo	6
1.5	Fases de projeto	7
1.6	Estruturação	7
2	Contextualização Teórica	11
2.1	Aerodinâmica de aeronave	11
2.1.1	Impulso, Resistência aerodinâmica e Momento de picada	11
2.1.2	Coeficientes	12
2.2	Análise aerodinâmica	15
2.2.1	Malha	16
2.2.2	Modelos turbulência	17
2.2.3	Estudo de convergência e validação de malha	18
2.3	Análise estrutural	19
2.3.1	Método numérico	20
2.4	Condições de voo	21
2.5	Materiais	24
2.6	Nomenclatura da estrutura da aeronave	28
2.6.1	Asa	29
2.6.2	Cauda e estabilizadores	31
2.6.3	Fuselagem	31
2.6.4	Superfícies de controlo	32
3	Projeto Preliminar	33
3.1	Envelope voo	33
3.1.1	Resultados	36
3.2	Dimensionamento asa principal	36

3.2.1	Análise estrutural	38
3.2.2	Análise aerodinâmica	39
3.2.3	Resultados	40
3.3	Dimensionamento estabilizador horizontal e vertical	43
3.3.1	Resultados	45
3.4	Dimensionamento fuselagem	46
3.4.1	Resultados	49
3.5	Propulsão	51
3.5.1	Potência requerida	51
3.6	Instrumentação	55
3.7	Análise de estabilidade longitudinal	58
4	Projeto Detalhado	63
4.1	Aquisição de material	63
4.2	Construção da aeronave	64
5	Conclusões	71
5.1	Trabalhos futuros	72
	Apêndices	79
	A Apêndice	79
	Anexos	87
	I Anexos	87

Lista de Figuras

1.1	Aeronave projeto conceptual (Martins, 2021)	2
1.2	Plataforma multi-propósito (<i>Noticias Marinha Portuguesa</i> s.d.) . .	4
1.3	VANTs operados na Marinha(Martins, 2021)	4
2.1	Esquema de distribuição de pressão e tensão de corte sobre um perfil alar(Anderson, 1999)	11
2.2	Força aerodinâmica resultante, força de sustentação e força de resistência aerodinâmica (Anderson, 1999)	12
2.3	Ilustração curva do coeficiente de sustentação (Anderson, 1999) . .	13
2.4	(a)Malha estruturada, (b)Multiblocos de malha estruturada, (c) malha não estruturada (Versteeg e Malalasekera, 2007)	17
2.5	Voo nivelado (Anderson, 1999)	22
2.6	Voo de subida (Anderson, 1999)	22
2.7	Aeronave em voo com ângulo θ e ϕ (Anderson, 1999)	23
2.8	Decomposição das forças no plano normal ao eixo transversal (Anderson, 1999)	23
2.9	Eixos de referência da aeronave (FAP, 2008)	28
2.10	Componentes estruturais da asa (FAP, 2008)	30
3.1	Envelope de voo (Martins, 2021)	33
3.2	Exemplo de envelope de voo durante projeto preliminar segundo (Anderson, 1999)	34
3.3	Envelope de Voo	36
3.4	Representação viga encastrada (b)distribuição tensão de corte (c) distribuição momento de flexão (Beer et al., 2006)	38
3.5	Gráfico CL em função de α resultado Ansys Fluent	41
3.6	Seguimento de partículas na asa para condição de sustentação nula com $\alpha = -1.7$	41
3.7	Seguimento de partículas na asa com $\alpha = 8.4$, com criação de vórtice na ponta da asa	42
3.8	Gráfico CL em função de α para condições cruzeiro	43

3.9	Resultados XFLR5 perfil de estabilizadores com superfícies controladas (Martins, 2021)	46
3.10	Projeto conceptual fuselagem (Martins, 2021)	46
3.11	Distribuição de forças aplicadas na estrutura interna da fuselagem	48
3.12	Contorno de velocidade <i>Ansys Fluent</i> para as várias configurações	49
3.13	Análise estrutural SolidWorks estrutura interna fuselagem	50
3.14	Motor elétrico Spektrum Avian 5065-450Kv Outrunner Brushless Motor (<i>Spektrum Avian 5065-450Kv Outrunner Brushless Motor</i> s.d.)	53
3.15	FLYFUN V5 ESC (3S-8S) (<i>FLYFUN V5 ESC (3S-8S)</i> s.d.)	54
3.16	Hélice Precision Carbon Fiber hélice 17x8 (<i>Precision Carbon Fiber hélice 17x8</i> s.d.)	54
3.17	Resultados de binário máximo necessário para atuação dos servo motores	56
3.18	SPYMINNPOO Servo digital de 40 kg (s.d.)	57
3.19	Spektrum (Horizon Hobby SPMS614S)(s.d.)	57
3.20	FrSky Receptor L9R 9ch Alcance Longo (<i>FrSky Receptor L9R 9ch Alcance Longo</i> s.d.)	58
4.1	Asa em espuma XPS com cote fio quente	65
4.2	Secção central da aeronave	65
A.1	Orçamento Loja da fibra de carbono-Oxyblack	79
A.2	Orçamento HPModelismo	80
A.3	Dimensões aeronave	81
A.4	Dimensões secção central	82
A.5	Dimensões asa da aeronave	83
A.6	Dimensões empenagem	84
A.7	Dimensões fuselagem	85
A.8	Dimensões nervura da asa	86
I.1	Requisitos iniciais da aeronave (Martins, 2021)	88
I.2	Dados experimentais de CL em função do ângulo de ataque para o perfil aerodinâmico NACA 2412 (Seethararn et al., 1977)	89
I.3	Propriedades mecânicas polímero PC e ABS (catálogo CODI para material FDM)	90
I.4	Motores elétricos Spectrum	91

Lista de Tabelas

1.1	Características UAVision OGASSA OGS42V (Martins, 2021)	5
2.1	Resultados convergência da malha	19
2.2	Resultados validação da malha	19
2.3	Propriedades mecânicas dos materiais descritos (Ekşi e Genel, 2017)(Fonseca, 2019) (Santos Ribeiro et al., 2012) (Figura I.3)	28
3.1	Envelope de Voo	37
3.2	Condições de voo simuladas em <i>Ansys Fluent</i>	40
3.3	Resultados dimensionamento asa principal	44
3.4	Resultados dimensionamento estabilizadores e <i>tail boom</i>	47
3.5	Forças aplicadas na estrutura interna da fuselagem	49
3.6	Análise aerodinâmica <i>Ansys Fluent</i> para as várias configurações de fuselagem	50
3.7	Resultados dimensionamento da estrutura da fuselagem	51
3.8	Resistência aerodinâmica da aeronave em voo cruzeiro	52
3.9	Potência requerida do sistema de propulsão	53
3.10	Spektrum Avian 5065-450Kv Outrunner Brushless Motor Figura I.4	53
3.11	Resultados autonomia da aeronave	55
3.12	Dimensões das superfícies de controlo	56
3.13	Resultado estabilidade estática longitudinal da aeronave	60
3.14	Previsão posição longitudinal do CG da aeronave	61
4.1	Componentes secção principal	67
4.2	Componentes asa principal	68
4.3	Componentes secção principal	70

Lista de Abreviaturas

ABS	Acrilonitrila butadieno estireno
CAD	Computer-Aided Design
ACP	Ansys Mechanical Composite PrepPost
CEOV	Célula Experimentação Operacional de Veículos Não Tripulados
CFD	Computacional Fluid Dynamics
CG	Centro de Gravidade
CNC	Computer Numerical Control
DEM	Diretiva Estratégica da Marinha
EN-MEC	Engenheiro Naval - ramo Mecânica
FAP	Força Aérea Portuguesa
FDM	Fused Deposition Modeling
FEA	Análise de Elementos Finitos
FEM	Finite Elements Method
GPS	Global Positioning System
GMAR	Guarda-Marinha
IE	Instruções Estratégicas
IST	Instituto Superior Técnico
LiPo	Lítio e Oxido de Polietileno
MP	Marinha Portuguesa
MTOW	Maximum Take-Off Weight
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NP	Neutral Point
NPO	Navio Patrulha Oceânico
OE	Objetivos Estratégicos
OTAN	Organização do Tratado Atlântico Norte
PC	Policarbonato
PVC	Policloreto de Vinila
RANS	Reynolds-averaged Navier–Stokes equations
SAR	Search and Rescue
SM	Static Magin

STANAG	Standardization Agreement
TCG	Ship of the Turkish Republic
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
VTOL	Vertical Take-Off and Landing
XPS	Poliestireno Extrudido

Lista de Símbolos

a	Aceleração	m/s^2
g	Aceleração da gravidade	m/s^2
ω	Aceleração radial	rad/s
AR	Alongamento	
θ	Ângulo de subida	\circ
α	Ângulo de ataque	\circ
θ	Ângulo de rolagem	\circ
ϵ	Ângulo entre impulso e eixo longitudinal	\circ
S	Área de asa	m^2
q	Carga distribuída	N/m
CL	Coefficiente de sustentação	
CL_{max}	Coefficiente de sustentação máximo	
CD	Coefficiente de resistência aerodinâmica	
CD	Coefficiente de resistência aerodinâmica	
CD_e	Coefficiente de resistência aerodinâmica parasita	
δCD_e	Incremento ao coeficiente de resistência aerodinâmica parasita	
I	Intensidade de corrente	A
C	Capacidade elétrica de bateria	mAh
l	Comprimento de viga	m
CD_0	Coefficiente mínimo de resistência aerodinâmica	
CM	Coefficiente de momento	
$CM_{c/4}$	Coefficiente de momento na posição 1/4 da corda	
c	Corda da asa	mm
$c_{média}$	Corda média da asa	mm
K	Constante de proporcionalidade	
a_0	Declive da reta $CLo\alpha$	
m_0	Declive da reta $CMo\alpha$	
y	Deflexão	m
ρ	Densidade	kg/m^3
D	Diâmetro exterior	m
d	Diâmetro interior	m

$\lambda_{t/c}$	Enflexamento	
b	Envergadura	mm
η	Eficiência	%
$f.s.$	Fator de segurança	
n	Fator de carga	
$n+$	Fator de carga positivo	
$n-$	Fator de carga negativo	
F	Força	N
L	Força de sustentação	N
D	Força de resistência aerodinâmica	N
R	Força resultante aerodinâmica	N
T	Impulso	
m	Massa	kg
E	Módulo de elasticidade longitudinal	N/m^2
G	Módulo de elasticidade transversal	N/m^2
M	Momento	Nm
I	Momento de inércia	$kg.m^2$
M	Momento de flexão	N/m
J	Momento polar de inércia	m^4
e	Numero de eficiência de Oswald	
b	Ordenada na origem	
W	Peso da aeronave	N
p	Pressão	Pa
$x_{a.c.}$	Posição longitudinal centro aerodinâmico	m
x_{CG}	Posição longitudinal centro de gravidade	m
x_{NP}	Posição longitudinal ponto neutro	m
P	Potência	W
r	Raio	m
t	Tempo	s
V	Tensão elétrica	V
τ	Tensão de corte	MPa
σ_{ced}	Tensão de cedência	MPa
V	Velocidade	m/s
V_{cr}	Velocidade de cruzeiro	m/s
V_{climb}	Velocidade de subida	m/s
V_{∞}	Velocidade de escoamento não-perturbado	m/s
V_{dive}	Velocidade de descida a pique	m/s

V_A	Velocidade de manobrabilidade	m/s
V_{max}	Velocidade máxima	m/s
V_{stall}	Velocidade de perda	m/s

Capítulo 1

Introdução

1.1 Contextualização

O presente projeto em desenvolvimento vem em continuidade do trabalho desenvolvido pelo camarada GMAR EN-MEC Joel Martins na sua dissertação de mestrado intitulada "Projeto de um Veículo Aéreo Não Tripulado de baixo custo para ampliar as capacidades operacionais da Marinha Portuguesa"(Martins, 2021).

Essa dissertação surgiu em resposta à Diretiva Estratégica da Marinha (DEM) (Portuguesa, 2018), que define como objetivo "aumentar a prontidão das unidades operacionais e o seu empenhamento no apoio à política externa", através do desenvolvimento de capacidades no âmbito dos veículos não tripulados.

Nessa dissertação, o foco foi naturalmente a fase inicial do projeto, ou seja, o projeto conceptual. Para tal, foi realizado um levantamento das especificações e requisitos, tendo como base as necessidades da Marinha Portuguesa (MP), prosseguindo-se com o estudo de missões de interesse a realizar por VANTs. Foi estabelecido que a aeronave em desenvolvimento tem então como objetivos desempenhar e/ou auxiliar em missões maioritariamente de vigilância, busca e salvamento (SAR) (do inglês *Search and Rescue*) ou combate ao narcotráfico e à imigração ilegal. Foram então estabelecidas as especificações e os requisitos finais para o VANT a projetar e realizado um estudo de mercado e investigação de soluções já existentes com capacidades operacionais similares.

A aeronave começou a ganhar forma com uma análise, principalmente, qualitativa das principais características do VANT como a configuração dos principais componentes (a asa, a cauda, a fuselagem, o sistema de propulsão e as superfícies de controlo), contemplando as vantagens e desvantagens, que mais se adequem às missões a desempenhar. Uma vez definida a configuração do VANT, teve início o

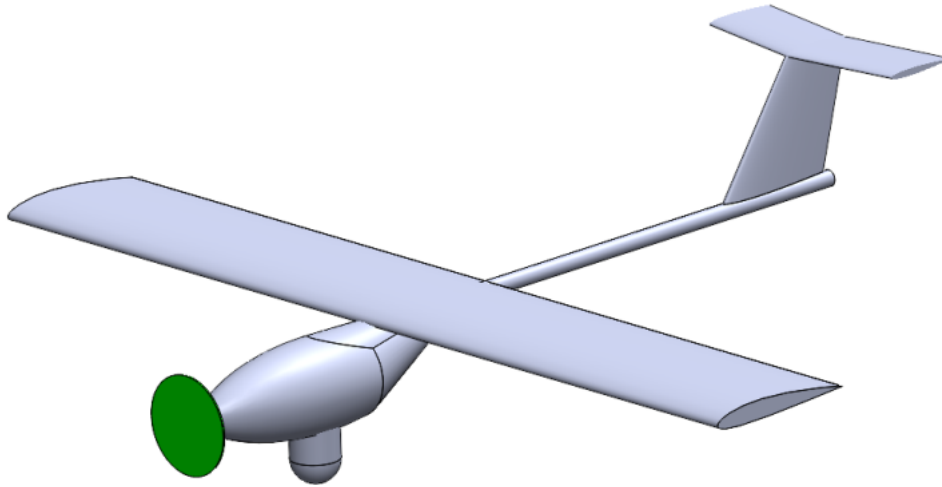


FIGURA 1.1: Aeronave projeto conceptual (Martins, 2021)

dimensionamento do VANT, que incluiu o projeto da asa principal, dos estabilizadores horizontal e vertical, da fuselagem, do sistema de propulsão e das superfícies de controlo.

O produto do projeto conceptual foi um VANT elétrico, Figura 1.1, com a envergadura de 3 m e a capacidade de transportar uma carga até 2.5 kg (por exemplo, uma câmara de tipo "gimbal") para efetuar vigilância marítima durante 2 h, com um custo aproximado de 2600 €. (Tabela I.1, Figura 1.1).

1.2 Motivação

Nos Cadernos Navais de 2019, Sr. Almirante Gouveia e Melo aponta a “adaptação de navios do tipo Patrulhas Oceânicas (NPO), de forma modular, para operarem drones/robôs especializados na guerra de minas, telecomandados, ou autónomos, por longos períodos e à distância, com as respetivas equipas de operadores e de inativação” que também poderá ser feita “por outros drones/robôs especializados, de baixo custo e dedicados a essas tarefas”. (Melo, 2019) Eles serviriam para “detecção multidimensional alargada”, bem como “para guiar as armas orgânicas das fragatas, aumentando o seu alcance, a precisão e a discriminação dos alvos a atingir”. há

Na visão do almirante, "Os drones constituirão a muito breve trecho uma capacidade fundamental das Forças Armadas modernas" que “levará certamente

ao recrudescimento exponencial das disciplinas associadas à guerra electrónica e à ciber-guerra (cyberwarfare)”.

Os mais recentes e atuais conflitos internacionais têm apresentado uma crescente utilização de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs), também referenciados como drones, onde são inúmeros os relatos da sua utilização em teatro de operação. A sua relevância é demonstrada principalmente em missões de ataque, de recolha de informação, de vigilância e do reconhecimento, com o objetivo da salvaguarda da vida humana e do material.

Segundo a DEM publicada em 2022 (Portuguesa, 2022), foram definidos os seguintes Objetivos Estratégicos (OE) e Iniciativas Estratégicas (IE):

1. P2 – Elevar a disponibilidade material e humana;
2. P3 – Criar condições para uma maior independência dos fatores externos;
3. S2 – Estruturar programas de reequipamento, envolvendo a academia e a indústria nacional;
4. IE 68 – Promover novas formas de cooperação com a indústria e a academia que permitam a internacionalização do conhecimento e a capacidade de produzir em larga escala equipamentos críticos para a Marinha.

Como definido por (Martins, 2021), o objetivo do VANT em desenvolvimento foca-se no incremento das capacidades das unidades navais da Marinha Portuguesa. Se em 2021 este projeto se tornava oportuno por forma a equipar principalmente navios do tipo fragata e Navio Patrulha Oceânico (NPO), torna-se mais evidente a necessidade do projeto com a crescente iniciativa de construção de uma plataforma multi-propósito com capacidades "porta-drones". Também é notório o incremento destas capacidade para operar com este tipo de sistema em projetos de unidades navais de Portugal e de outras nações. Como é o caso do porta drones turco, o TCG Anadolu, navio de 231 m de comprimento com capacidade para 11 aviões não tripulados e inúmeros VANTs de pequeno porte, classe I (< 150 kg) segundo a categorização de Tratado do Atlântico Norte (OTAN) (2019).

Em Portugal, um navio plataforma multi-propósito, ilustrado na Figura 1.2, foi aprovado em dezembro de 2021, e está projetado para efetuar operações de emergência, vigilância, investigação científica e tecnológica assim como monitorização ambiental e meteorológica.

"Este navio, idealizado sob um novo conceito de operação, não possui requisitos militares e não é armado.[...]Nenhum dos seus drones possui armamento e os

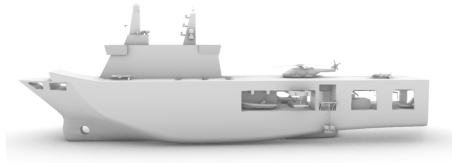
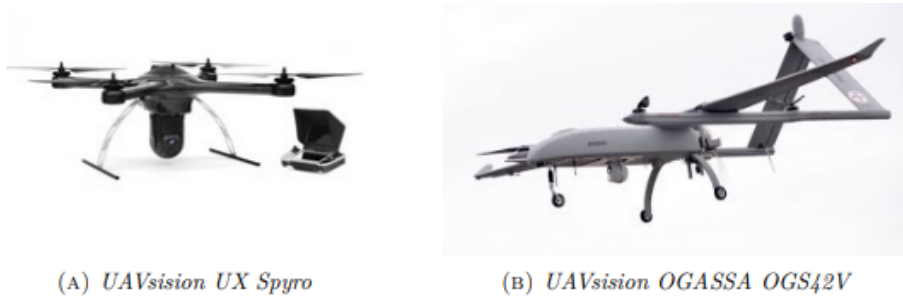


FIGURA 1.2: Plataforma multi-propósito (*Notícias Marinha Portuguesa s.d.*)



(A) *UAVsision UX Spyro*

(B) *UAVsision OGASSA OGS42V*

FIGURA 1.3: VANTs operados na Marinha(Martins, 2021)

sensores utilizados servem para monitorizar, vigiar e controlar os espaços marítimos sob jurisdição nacional."

A Marinha Portuguesa opera neste momento duas aeronaves, desenvolvidas pela empresa portuguesa UAVISION, operadas pela esquadilha de helicópteros, as quais se encontram representadas na Figura 1.3.

A aeronave OGASSA OGS42V, com características técnicas apresentadas na Tabela 1.1, adquirida pela Força Aérea Portuguesa (FAP) e MP, é uma aeronave com três versões, convencional, VTOL (sigla inglesa para *Vertical Take-Off and Landing*, ou seja, uma aeronave com capacidade de descolagem e aterragem verticais) e longo alcance. A MP adquiriu uma aeronave UAVision OGASSA com capacidade VTOL juntamente com um centro de controlo e estudo de interferências de comunicação da aeronave e sensores do navio. O custo associado à aquisição desta aeronave leva ao interesse de desenvolver aeronaves de baixo custo, dentro das possibilidades da Marinha Portuguesa. (*Diário de Notícias s.d.*)

No início do presente ano, 2023, a Marinha adquiriu doze aeronaves à empresa portuguesa Beyond Vision. Esta frota inclui seis aeronaves Multirotor e seis VTOL.

A aeronave em estudo apresenta vantagens que justificam a realização e continuação do atual projeto. A aeronave é projetada internamente por elementos da MP, com um modelo de construção e processos de fabrico de baixo custo e facilidade

1.3. Identificação do problema

Característica	OGASSA OGS42V
Tempo de voo	6 a 8 h
Envergadura	4,2 m
Velocidade cruzeiro	95 km/h
Velocidade máxima	130 km/h
Velocidade perda	37 km/h
Alcance	100 km
MTOM	36 kg
Carga máxima	5 kg
Propulsão	Motor a combustão
Descolagem/Aterragem	VTOL

TABELA 1.1: Características UAVision OGASSA OGS42V (Martins, 2021)

de aquisição, sendo possível a construção de protótipos e aeronaves prontas a operar com elevada rapidez. Com o conhecimento profundo da aeronave é possível realizar um desenvolvimento contínuo da mesma, projetando várias versões para diferentes missões e objetivos ou melhorar as aeronaves após as mesmas estarem a operar.

Com a crescente necessidade de aquisição deste tipo de aeronave pela MP e em elevado número por forma a equipar NPO, fragatas e no futuro navios multi-propósito, é necessário que a esta aquisição esteja associado o menor custo possível. Assim, a aeronave em estudo apresenta valores de construção abaixo 5000 € por unidade (sem o sensor a equipar a mesma), com o conhecimento completo da mesma e de todo o projeto envolvido, torna-se vantajosa a continuação do desenvolvimento da mesma. Posteriormente e após realização de ensaios em voo com um protótipo, pode ser analisada a possibilidade de melhorar as comunicações, sensores e recolha de dados.

Na Marinha Portuguesa foi criada em 2017 uma unidade, a Célula Experimentação Operacional de Veículos Não Tripulados (CEOV) com o objetivo adequar a tecnologia atual em inovações por forma a apoiar e automatizar as várias vertentes em que a MP atua, desde busca e salvamento a levantamentos hidrográficos. Uma das vertentes desta célula é a aplicação de aeronaves radio comandadas existentes no mercado ao contexto e exigências militares e assim, de alguma forma, apoiar a execução da missão. O presente projeto revela uma oportunidade de concessão de uma aeronave totalmente projetada e fabricada na Marinha com baixo custo com a possibilidade de explorar e alterar a mesma, adaptando-a a vários cenários possíveis.

1.3 Identificação do problema

Este projeto surge da necessidade de equipar e aumentar as capacidades da Marinha, dos seus navios e forças. Intenção essa crescente com as provas de

desempenho dos VANTs em teatro operacional, vigilância ou ações humanitárias. Porém, a aquisição destes equipamentos ainda é dispendiosa, mesmo com a ampla gama de opções existentes no mercado, como constatado por (Martins, 2021), a adaptação e preparação dos mesmos para contexto militar poderá levar a custos significativamente elevados.

1.4 Objetivo

O presente trabalho tem como objetivo a conclusão do projeto da aeronave em desenvolvimento.

Ao finalizar o projeto, o objetivo é fornecer um conjunto completo de planos, esquemas e instruções que permitam a construção efetiva da aeronave. Tais documentos deverão incluir todas as dimensões, cortes transversais, vistas explodidas, lista de materiais, instruções de montagem e possíveis distribuições de equipamentos.

Terá de ser possível a construção da aeronave com base no projeto detalhado, garantindo que todos os componentes são adquiridos, fabricados e montados como previsto em projeto por forma a manter as características, estabilidade e segurança da aeronave.

O presente projeto tem como objetivo a construção de uma aeronave com as seguintes propriedades:

- **Segurança:** A aeronave terá de apresentar condições por forma a executar toda a sua missão em segurança, garantindo a integridade de todos os seus componentes.
- **Resistência estrutural:** A aeronave terá de possuir uma estrutura primária capaz de suportar os carregamentos exercidos sobre a mesma durante as várias fases de voo.
- **Facilidade de construção:** A construção terá de ser simplificada no que diz respeito aos processos de fabrico a utilizar, na facilidade de aquisição dos materiais e na complexidade de montagem da mesma.
- **Estável e controlável:** A aeronave terá de, no final, ter um voo estável, com capacidade de resposta corretiva a fatores externos como rajadas de vento, bem como a possibilidade de a controlar, tipicamente recorrendo a superfícies de controlo.

1.5 Fases de projeto

Segundo Anderson (1999), um projeto de uma aeronave envolve quatro fases:

1. **Projeto Conceptual:** Fase que começa com um conjunto de especificações e requisitos ou uma finalidade e missão para a aeronave. Com alguma incerteza é concebida uma aproximação da forma, dimensão, massa e desempenho da aeronave apenas com modelos matemáticos aproximados. O produto final é a configuração da aeronave, com linhas flexíveis, capaz de sofrer alterações durante a próxima fase. Nesta fase é definida a forma da asa, posição relativa à fuselagem, localização e forma dos estabilizadores, posição e método de propulsão, etc. Nesta fase não são tidos em conta sistemas de controlo ou considerações estruturais.
2. **Projeto Preliminar:** Apenas pequenas alterações são realizadas à configuração da aeronave. Nesta fase é analisada com detalhe a estrutura e sistema de controlo da aeronave. São realizados vários testes em túnel de vento e/ou análise CFD (sigla do termo inglês *Computational Fluid Dynamics*, ou seja, Mecânica dos Flúidos Computational) por forma a estudar o escoamento da aeronave em voo. Estes ensaios e simulações poderão revelar complicações aerodinâmicas ou de estabilidade como superfícies ou formas que geram um escoamento turbulento que poderá ser reduzido ou anulado melhorando o desempenho de voo. A partir desta fase a configuração externa é considerada como finalizada, sendo o momento de tomada de decisão para a construção ou não da aeronave.
3. **Projeto Detalhado:** Última fase de projeto, ao fim da qual a aeronave está pronta a ser fabricada, com o desenho detalhado de cada peça. É definida a localização, número e dimensão de cada método de fixação das peças. São elaboradas as ferramentas e outros componentes auxiliares necessários à operação ou fabrico da aeronave e pensada a forma de construir a mesma.

Esta clarificação é importante por forma a definir que fases do projeto já foram realizadas e o que contempla as próximas fases do projeto. É possível concluir que o projeto conceptual já se encontra completamente elaborado (Martins, 2021).

1.6 Estruturação

A introdução do presente trabalho aborda principalmente a atualização dos dados que levam à motivação e apresentação do problema para o desenvolvimento

da aeronave, inicialmente apresentado por Martins (2021) quando iniciado o projeto conceptual e preliminar. Foram tidos em conta novos pressupostos para uma reavaliação da resolução do problema que leva ao desenvolvimento da aeronave. Após o capítulo dedicado à introdução, seguem os seguintes três capítulos: Capítulo 2- Contexto teórico estrutural e estado da arte; Capítulo 3- Projeto Preliminar e Capítulo 4 Projeto Detalhado.

Capítulo 2- Contexto teórico estrutural e estado da arte: Capítulo dedicado à apresentação, com base na literatura dos pressupostos necessários ao dimensionamento de componentes de uma aeronave. Assim serão apresentados os principais fenómenos aerodinâmicos associados a diferentes condições de voo da aeronave bem como a linha de estudo para análise aerodinâmica. Por forma a proceder a uma correta análise CFD serão tidas em conta diferentes malhas e modelos de turbulência bem como executada a análise de convergência de valores e validação com resultados experimentais publicados. Por forma a iniciar o dimensionamento da aeronave será realizado um estudo dos possíveis materiais a usar, incidindo a escolha nos materiais tipicamente usados na indústria aeroespacial como materiais compósitos, com respetivo estudo de propriedades mecânicas e métodos de fabrico. O capítulo encerra com a apresentação da nomenclatura da estrutura da aeronave com os diferentes componentes e respetivas funções.

Capítulo 3- Projeto preliminar: Capítulo que incidirá maioritariamente no dimensionamento da estrutura primária da aeronave. Serão realizadas as análises aerodinâmicas necessárias à descrição de carregamentos a que os diferentes componentes estão sujeitos. Posteriormente será realizada a análise estrutural, analítica ou numérica por forma a dimensionar a estrutura ou validar a sua resistência estrutural, após o que será dimensionado o sistema propulsivo da aeronave, com recolha de dados das análises aerodinâmicas realizadas aos diferentes componentes. Por fim, será realizada a análise da estabilidade, para a qual será necessário realizar estimativa do centro de gravidade e correção da posição do mesmo com reposicionamento de componentes da aeronave.

Capítulo 4- Projeto detalhado: Este capítulo contemplará a estimativa refinada de massa final com a descrição dos métodos de fabrico, dimensões e materiais de cada componentes e montagem das varias peças. Será realizada uma avaliação dos custos de aquisição de material necessário à construção da aeronave com pedidos de orçamento ao mercado. Na fase final do trabalho será apresentado um resumo das características e desempenho da aeronave.

Todo o processo de desenvolvimento da aeronave é um processo iterativo,

1.6. Estruturação

no qual, a cada alteração realizada, se torna necessária uma reavaliação e reanálise do desempenho comportamento da aeronave. Assim, quando em análises estruturais ou aerodinâmicas o componente a ser analisado não corresponde ao produto final, então as alterações realizadas entre a análise e o produtos final foram consideradas sem impacto nos resultados analisados.

Capítulo 2

Contextualização Teórica

2.1 Aerodinâmica de aeronave

2.1.1 Impulso, Resistência aerodinâmica e Momento de picada

A distribuição de pressão e tensão de corte exercida na superfície de um perfil alar devido ao escoamento em torno deste é ilustrado qualitativamente na Figura 2.1. A pressão atua perpendicularmente à superfície enquanto a tensão de corte tangente mente à mesma. A distribuição de pressões ao longo do perfil alar resulta do acréscimo de velocidade do escoamento no extra dorso comparativamente ao intradorso, levando a um decréscimo de pressão no extra dorso. Este decréscimo de pressão no extra dorso e acréscimo de pressão do intradorso provocará uma carga aerodinâmica, a força de sustentação. As tensões de corte sobre o perfil alar geram resistência ao movimento da mesma, a força de resistência aerodinâmica. (Anderson, 1999).

Na Figura 2.2, observa-se um perfil alar orientado com um ângulo de ataque α com a direção da velocidade de escoamento não-perturbado, V_∞ . Sendo R a força aerodinâmica resultante, a componente vertical será útil por forma a equilibrar as forças da aeronave em voo por forma a vencer o seu peso, criando a força de sustentação L .

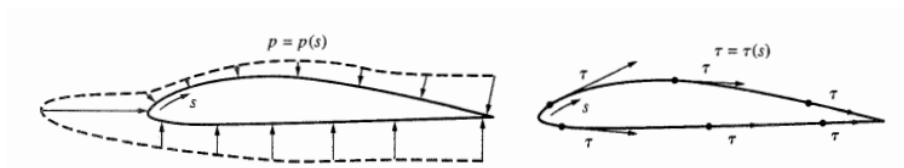


FIGURA 2.1: Esquema de distribuição de pressão e tensão de corte sobre um perfil alar (Anderson, 1999)

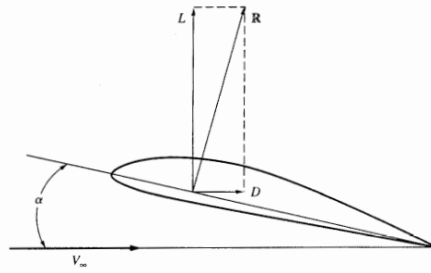


FIGURA 2.2: Força aerodinâmica resultante, força de sustentação e força de resistência aerodinâmica (Anderson, 1999)

O centróide da distribuição de pressão ao longo do perfil alar é considerado o ponto de aplicação das forças aerodinâmicas, denominado de centro de pressão. Caso as forças não estejam representadas neste ponto, terá de ser considerado um momento gerado pela distância entre o centro de pressão e o ponto de representação das forças. Sendo que este centro de pressão varia com o ângulo de ataque, é normal representar o ponto de aplicação das forças aerodinâmicas munido de um momento no centro aerodinâmico de um perfil, ponto sobre o qual o coeficiente de momento de picada não varia com a variação do coeficiente de sustentação, logo não varia com o ângulo de ataque (Anderson, 1999).

A posição longitudinal do centro aerodinâmico $x_{a.c.}$ é calculado com recurso à seguinte equação

$$\frac{x_{a.c.}}{c} = \frac{d C_M/d \alpha}{d C_L/d \alpha}, \quad (2.1)$$

Onde c , $d C_M/d \alpha$ e $d C_L/d \alpha$ denotam a corda do perfil alar, momento de picada e coeficiente de sustentação, respetivamente. Sendo a variação de ambas as curvas linear para pequenos ângulos de ataque podemos definir

$$\frac{x_{a.c.}}{c} = \frac{m_0}{a_0}. \quad (2.2)$$

2.1.2 Coeficientes

Tanto as dimensões do perfil alar como as características do escoamento a que este está sujeito levam à variação do momento de picada e das forças de sustentação e de resistência aerodinâmica criadas. Por intermédio de coeficientes é possível comparar adimensionamente e perceber a capacidade do perfil alar numa dada asa produzir sustentação, resistência aerodinâmica e momento de picada independentemente das dimensões para o mesmo tipo de escoamentos. Este coeficientes são

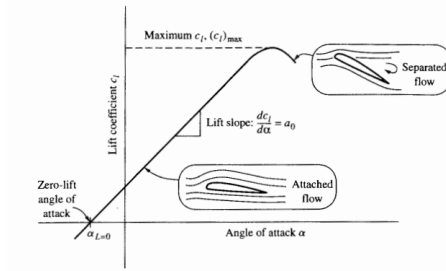


FIGURA 2.3: Ilustração curva do coeficiente de sustentação (Anderson, 1999)

definidos por:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S} , \quad (2.3)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S} , \quad (2.4)$$

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S} , \quad (2.5)$$

onde ρ e S correspondem à densidade do ar e a área de asa. As forças e momento nestas expressões são o resultado da integração das forças e momento gerados em cada secção ao longo da envergadura da asa.

Segundo (Corke, 2003), é diferenciado coeficiente de sustentação 2D, CL_{2D} e 3D, CL_{3D} . Com coeficiente de sustentação 2D é considerada a sustentação que o perfil alar produz sem consideração da perda de rendimento que ocorre na ponta da asa. Normalmente os dados experimentais para os diferentes perfis alar estudados em túnel de vento são realizados considerando asa infinita, com uma asa retangular, ao longo de toda a largura do túnel. Ao se considerar o coeficiente de sustentação 3D é analisada a asa com alongamento, AR finito. Ao se considerar o escoamento na ponta da asa, a capacidade de produzir força de sustentação diminui juntamente com o coeficiente de sustentação comparativamente ao CL_{2D} , provocando uma diminuição do declive da reta de CL em função do ângulo de ataque, α . (Corke, 2003)

Assim é possível utilizar dados experimentais recolhidos em túnel de vento por forma a comparar com os valores obtidos nos softwares Ansys Fluent e XFRL5, ainda que as dimensões da asa em análise não correspondam.

O valor de C_L varia linearmente com o ângulo de ataque dentro dos limites em que não ocorre separação do escoamento, o que acontece a elevados ângulos de ataque (negativos ou positivos), conforme ilustrado na Figura 2.3. Com a separação de escoamento a asa começa a perder a capacidade de produzir sustentação entrando

em perda ou *Stall*. Este será o ângulo de ataque máximo a que a aeronave poderá voar sem entrar em perda, α_{max} , ao qual corresponde o valor de $C_{L_{max}}$. Com o valor máximo de C_L , é possível determinar a velocidade mínima a que a aeronave poderá voar, V_{stall} ,

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{C_{L_{max}} \rho S}}, \quad (2.6)$$

onde o peso da aeronave é representado por W .

Segundo Anderson (1999), para voo subsônico são definidas duas fontes de resistência aerodinâmica consoante a sua origem. É definido a resistência aerodinâmica parasita cuja origem é intrínseca ao escoamento em torno de um objeto sólido. As superfícies que têm a função de gerar sustentação, como asa principal e estabilizadores, geram paralelamente um aumento da força de resistência aerodinâmica, D_p , provocado principalmente na ponta dos mesmos devido ao escoamento que tende a ir da zona de maior pressão no intradorso para a zona de menor pressão no extradorso provocando vórtices na esteira da ponta da asa e estabilizadores. Esta resistência aerodinâmica é definida como resistência aerodinâmica induzida D_i , que aumenta com o aumento da força de sustentação traduzido no coeficiente de sustentação, que por sua vez aumenta com o aumento do ângulo de ataque α , logo a resistência aerodinâmica total D_t é dada por:

$$D_t = D_p + D_i. \quad (2.7)$$

A resistência aerodinâmica parasita da asa traduz-se no coeficiente de resistência aerodinâmica para a condição de coeficiente de sustentação nulo e assim resistência aerodinâmica induzida nula C_{D_0} . Segundo Anderson (1999), é definida a relação entre o coeficiente de resistência aerodinâmica induzida e o coeficiente de sustentação por $C_{D_i} = k C_L^2$, onde K é a constante de proporcionalidade definida em função do coeficiente de Oswald e e do alongamento AR ,

$$K = \frac{1}{\pi e AR}. \quad (2.8)$$

O coeficiente de eficiência de Oswald definido por $e = 1.78(1 - 0.045AR^{0.68}) - 0.64$. Deste modo, o cálculo do coeficiente de resistência aerodinâmica resulta na seguinte expressão:

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L}{\pi e AR}. \quad (2.9)$$

2.2 Análise aerodinâmica

CFD é a análise de sistemas envolvendo mecânica de fluidos, transmissão de calor ou fenômenos associados como reações químicas. A análise CFD está estruturada segundo algoritmos numéricos que aproximam os fenômenos associados à mecânica de fluidos, separado em três etapas: Pré-processador, processador (ou *solver*) e pós-processador (Andersson et al., 2012).

No pré-processador o utilizador é responsável por modelar o problema para posterior utilização no *solver*, esta fase envolve vários passos: (Ansys, 0020)

1. Definição da geometria e da região de interesse: Domínio;
2. Gerar uma malha ou grelha do domínio, ou seja, dividir o domínio em subdomínios pequenos e não coincidentes;
3. Selecionar os métodos que melhor modelam os fenômenos físicos, entre modelos de turbulência ou transferência de calor, consoante o caso de estudo;
4. Definir as propriedades do fluido;
5. Especificar as condições de fronteira do domínio.

Dados que os fenômenos físicos associados à mecânica de fluidos são complexos e não lineares é necessário que o *solver* seja um método numérico iterativo. No caso do software utilizado, *Ansys Fluent*, é empregue o método de volumes finitos. Este método é aplicado para resolver as equações de Navier-Stokes com a média de Reynolds (RANS, da sigla inglesa *Reynolds-Averaged Navier-Stokes*) que foram escolhidas para representar o fenómeno físico (Versteeg e Malalasekera, 2007). Para garantir a convergência da solução foi considerado que os resíduos das equações têm de ser inferiores a 10×10^{-4} .

O pós-processamento está equipado com ferramentas de visualização versáteis tais como: (Ansys, 0020)

1. geometria do domínio e malha;
2. gráfico de vetores;
3. gráfico de contorno;
4. gráfico de superfície 2D e 3D;
5. seguimento de partículas.

O utilizador tem assim maior influência na fase de pré-processamento, por forma a definir corretamente o caso de estudo e os métodos que melhor o aproximam. A definição do domínio e geração da malha têm grande impacto na obtenção de resultados fidedignos. Não existindo método formal de conhecer o erro associado à dimensão de malha escolhida, é comum realizar-se um estudo da relação de dimensão da malha com os resultados, até que uma malha mais refinada não implique alteração em resultados chave. (Andersson et al., 2012)

Em relação ao domínio, será usado um paralelepípedo envolvendo todo o corpo em análise. Será usado como referência o valor da corda, c da asa principal e estabilizadores ou comprimento da fuselagem com $8c$ da face de entrada do escoamento à asa para que o escoamento estabilize quando em contacto com o corpo em análise, $10c$ da asa à face de saída do escoamento, para que a turbulência gerada na esteira do corpo em análise estabilize, e $4c$ da asa à face inferior e superior do domínio para que não ocorra interferência entre o escoamento em torno do corpo em análise e o limite do domínio.

2.2.1 Malha

Segundo Versteeg e Malalasekera (2007), o tipo de malha é classificado principalmente como malha estruturada e não estruturada. Na Figura 2.4 encontram-se ilustradas diferentes malhas. A malha estruturada (Figura 2.4 (a)) é construída a partir de elementos quadriláteros, normalmente retângulos em 2D e hexaedros (elementos com seis faces) em 3D. O uso de malha estruturada é geralmente mais rápido e requer menos memória. No entanto, nem sempre é possível criar malhas geométricas complexas com malha estruturada, como é o caso do estudo do escoamento em torno de aeronaves, compostas por superfícies em curvatura. Como solução pode-se utilizar uma malha com multiblocos, conforme exemplificado na Figura 2.4 (b), pese embora para geometria complexas podem ser necessários vários blocos o que acarreta um elevado custo computacional. Alternativamente, uma malha não estruturada (Figura 2.4 (c)), que é construída a partir de diferentes elementos, elementos quadriláteros e triangulares em 2D e tetraedros, hexaedros, pirâmides, prismas ou dodecaedro em 3D, constitui um boa opção.

Uma malha mais densa apresenta maior precisão na solução. Também foi demonstrado que o espaçamento de malha necessário está relacionado com a ordem do esquema de discretização. Em muitos casos, é uma boa prática usar diferentes espaçamentos de malha em diferentes regiões do domínio. Desta forma, é possível

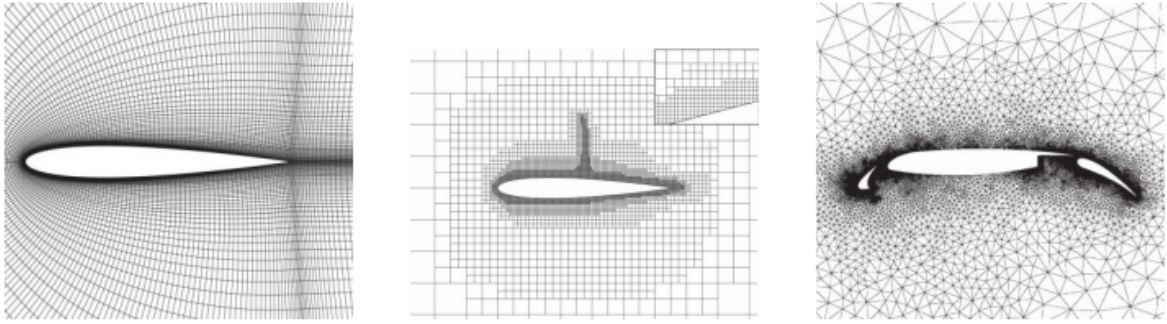


FIGURA 2.4: (a) Malha estruturada, (b) Multiblocos de malha estruturada, (c) malha não estruturada (Versteeg e Malalasekera, 2007)

resolver algumas áreas com maior precisão, enquanto outras áreas são resolvidas apenas o necessário para evitar divergências. (Andersson et al., 2012)

Escoamentos onde é importante analisar a camada limite, como é o caso da aeronave em estudo devido ao baixo número de Reynolds, requerem uma malha mais densa nas proximidades da parede, enquanto que o escoamento afastado da mesma não necessita de ser resolvido em detalhe. Áreas com grandes gradientes de variação de pressão ou velocidade normalmente contêm erros maiores e, portanto, devem ser resolvidos com maior precisão (Andersson et al., 2012). No caso da aeronave em estudo será construída uma malha mais refinada na esteira do escoamento e ainda mais refinada na camada limite em torno do corpo em análise.

2.2.2 Modelos turbulência

As equações de Navier-Stokes têm como objetivo governar a velocidade e pressão do fluxo em estudo, com a componente instantânea separada numa parte média e outra flutuante. Para estas equações não é possível determinar uma solução exata, sendo necessário recorrer às equações de RANS, dando a possibilidade de uma solução aproximada com a média de Reynolds para as equações de Navier-Stokes. Consoante a evolução temporal no comportamento do escoamento, as variáveis podem ser obtidas através da soma do valor médio no tempo, com a variação desse mesmo valor, para escoamentos estáveis. Por outro lado, os escoamentos com comportamento instável, onde não é possível utilizar a média do tempo, é adotada a abordagem da média do conjunto, sendo necessário um conjunto numeroso de amostras para que o resultado seja considerado fidedigno. Quando esta abordagem é aplicada às equações de Navier-Stokes é designada por média de Reynolds, podendo ser aplicada a qualquer tipo de escoamento (Ferziger et al., 2002) (Anderson, 2017)

O modelo de turbulência surge na necessidade de relacionar as grandezas médias e as grandezas instantâneas por forma a resolver regimes turbulentos. Os modelos de turbulência mais comuns são (Pereira, 2010): Modelo $K - \epsilon$, $k - \omega$ (Tomboulides et al., 2018), ambos de duas equações e o modelo de turbulência Spalart-Allmaras de uma equação (Javaherchi, 2010).

Os modelos de turbulência de duas equações são mais utilizados em análises CFD, o $k - \omega$, com as equações de transporte em função da energia cinética turbulenta (K) e da taxa de dissipação específica (ω), e o $K - \epsilon$ (Tomboulides et al., 2018), em função da energia cinética turbulenta (K) e da taxa de dissipação da energia cinética turbulenta (ϵ). Sendo o modelo $k - \omega$ mais sensível às condições de turbulência em escoamento livre, torna-o mais preciso que o modelo $K - \epsilon$ próximo à camada limite. O modelo de transporte $K - \omega SST$, combina os dois métodos de duas equações referidos, com recurso ao modelo $K - \omega$ na zona de camada limite e o modelo $K - \epsilon$ no escoamento livre. Posto isto o método utilizado em análises no presente trabalho será o modelo turbulento $K - \omega SST$. (Pereira, 2010)

2.2.3 Estudo de convergência e validação de malha

Como referido previamente, não havendo método formal para comprovar os resultados será realizada uma análise de convergência de malha, iniciando com uma malha com elementos relativamente grandes relativamente à corda do perfil em análise, que será sucessivamente refinada, e comparada aos resultados anteriores até que se verifique uma variação de valores menor que 5%. O grau de refinamento da malha será analisado com recurso ao número de elementos da malha, com refinamento proporcional das diferentes opções de dimensionamento de malha, desde a dimensão dos elementos de malha do domínio, o número de elementos em torno do perfil aerodinâmico, o refinamento na proximidade da superfície da asa, bem como a inflação criada na superfície da asa por forma a otimizar os resultados.

Para verificar a convergência da malha será usada metade da asa principal com um escoamento semelhante à condição de velocidade cruzeiro, com um perfil NACA 2412 com $c = 500$ mm, $b = 1500$ mm, velocidade cruzeiro $V_{cr} = 28$ m/s e ângulo de ataque nulo $\alpha = 0$ (Martins, 2021).

Os resultados são apresentados na Tabela 4.3.

Concluindo, serão usadas as dimensões dos elementos da malha correspondentes à terceira simulação, por forma a manter uma malha refinada o suficiente para obter resultados precisos e diminuir a capacidade computacional requerida. É

TABELA 2.1: Resultados convergência da malha

Nº Elementos	C_L	Diferença Relativa %	C_D	Diferença Relativa %
194359	0.157	10.58	0.004159	42
1137603	0.167	5.15	0.007178	21.7
2023247	0.177	0.23	0.009178	3.4
3280136	0.17659	-	0.008874	-

possível observar que ambos os coeficientes convergem, aumentando o grau de confiança de valores adquiridos para posteriormente dimensionar os vários componentes e sistemas da aeronave. É notória maior diferença relativa nos valores de coeficiente de resistência aerodinâmica com mais dificuldade de convergência, conclusão também retirada em projetos anteriores (Costa, 2021). Com os resultados convergidos é necessário validar estes valores recorrendo à comparação com valores experimentais.

Os resultados experimentais serão recolhidos de um estudo realizado pelo centro de investigação da NASA ao perfil NACA 2412 (Seethararn et al., 1977). No relatório é apresentado o gráfico C_L em função α (Figura I.2, no anexo I), do qual será retirado o declive da reta com recurso a dois pontos. Pontos esses simulados em Ansys Fluent com a malha convergida. Resultados na Tabela 2.2

TABELA 2.2: Resultados validação da malha

	α	C_L	m	b
NASA	0	0.2	0.1	0.2
	8.4	1.04		
Ansys Fluent	0	0.21	0.10035	0.21
	8.4	1.053		
Erro relativo (%)		5	0.35	5

Obteve-se um erro de declive da reta, $Erro_m = 0.35\%$, e ordenada na origem, $Erro_b = 5\%$ sendo os resultados obtidos em *Ansys Fluent* considerados válidos.

2.3 Análise estrutural

Durante o voo cruzeiro, ou em outra fase de voo onde se verifique equilíbrio de forças, a aeronave encontra-se em regime estacionário, sendo possível considerar

as cargas aplicadas à aeronave como estáticas. Esta aproximação é usualmente seguida para dimensionar a estrutura de uma aeronave (Corke, 2003), sendo as análises dinâmicas utilizadas para aferir fenômenos no domínio do tempo, como por exemplo para determinar as velocidades de divergência e *flutter*. Caso estas se encontrem no envelope de voo definido, a estrutura tem de ser redesenhada (Wright e Cooper, 2015). Estes fenômenos, no entanto, não são usuais em aeronaves como a do estudo onde o fator de carga máximo é mais elevado.

2.3.1 Método numérico

Com recurso a Análise de Elementos Finitos (FEA, sigla inglesa para *Finite Element Analysis*), é necessário recorrer ao auxílio de ferramentas computacionais por forma a processar grandes quantidades de informação decorrentes da análise estrutural da aeronave.

Considerando que o número de variáveis pressupostos são da ordem dos milhares, é impraticável a aplicação de métodos analíticos. (Austin, 2010) Assim, a FEA torna-se uma ferramenta numérica importante e adequada para o desenvolvimento e projeto de aeronave com otimização de estruturas complexas, reduzindo assim peso e custo. (Brandt et al., 2004)

A FEA visa assegurar o desempenho e integridade da estrutura a ser projetada quando sujeita a cargas críticas, extraídas do envelope de voo da aeronave e aplicando o respetivo coeficiente de segurança. Para realizar uma FEA é necessário compor um modelo geométrico 3D (CAD, sigla inglesa para *Computer Aided Design*) da estrutura e, a partir dela, criar um modelo de elementos finitos, que divide a estrutura em vários elementos discretos menores. O conjunto é chamado de malha. (Niu, 1999) Em seguida, é preciso atribuir as propriedades adequadas aos materiais de cada componente da estrutura consoante o estudo de materiais realizado anteriormente.

Para a elaboração do modelo CAD decidiu-se utilizar o software *SolidWorks 2021*, com recurso ao Método dos Elementos Finitos (FEM, da sigla inglesa para *Finite Element Method*) para a realização das análises de elementos finitos necessárias para analisar a estrutura da aeronave. Essa escolha foi baseada na experiência prévia de uso do programa e também devido à disponibilidade de diversas ferramentas de qualidade, tanto para modelagem quanto para elementos finitos.

É possível criar um modelo CAD que permite a atribuição das propriedades a cada camada aplicada no compósito com ferramentas como o *Ansys Composite*

PrepPos (ACP) com possibilidade de inferir dados relativos ao deslocamento, extensões e tensões para cada lâmina do compósito, reação a cargas aplicadas e momentos, entre outros parâmetros de análise. Este programa também permite incorporar critérios de rotura, por forma a averiguar falhas no material, como por exemplo delaminação. (Zhao, 2016) Dado que a aplicação destes critérios é bastante morosa e aumenta o custo computacional consideravelmente, optou-se por um abordagem mais tradicional considerando que há falha quando a carga aplicada excede a tensão de cedência estipulada. (Brandt et al., 2004)

Durante as simulações no *SolidWorks* também serão tidos em conta os seguintes pressupostos: as cargas são aplicadas gradualmente e suavemente até atingir a sua magnitude total.

O próximo passo envolve a determinação das circunstâncias de análise, ou seja, as forças aplicadas, as condições de fronteira e as restrições geométricas, de modo a simular as condições de voo desejadas ou máximas dentro do envelope de voo. Por fim, é necessário verificar se a solução computacional está de acordo com a resposta estrutural desejada (deslocamentos e tensões) e avaliar se os resultados obtidos estão de acordo com os critérios do projeto. Caso algum componente exceda o valor desejado de deslocamento ou ultrapasse a tensão máxima do material utilizado, será necessário ajustar a sua configuração, alterar os materiais que o constituem ou alterar as propriedades dos respetivos materiais e repetir o processo até encontrar uma solução viável. O valor da tensão máxima deve ser menor do que a tensão de cedência do material.

2.4 Condições de voo

Durante o voo há então quatro forças a ser consideradas: Força de sustentação, L , Força de resistência aerodinâmica D , Impulso T e o Peso da aeronave P .

Quando estas forças estão equilibradas estamos perante um voo estável, quando o vetor de vento relativo está alinhado com a horizontal estamos perante um voo nivelado, figura 2.5. No caso de haver desequilíbrio de forças estamos perante voo acelerado.

A força de sustentação atua perpendicularmente ao vetor de velocidade relativa, V_∞ e a força de resistência aerodinâmica paralela à mesma. A direção da força de impulso depende da direção da propulsão da aeronave, podendo esta exercer força desfasado por um ângulo, ϵ , como se observa na figura 2.5, quando o

eixo longitudinal da aeronave não está alinhado com a direção de deslocamento da mesma. O seu peso, W é exercido na direção do centro da terra, sendo considerado a vertical.

Quando a aeronave está em voo de subida, ilustrado na figura 2.6, é formado um ângulo entre a horizontal e a direção de V_∞ , o ângulo de subida θ . Nesse caso a força de sustentação e resistência aerodinâmica mantêm-se perpendicular e paralela à direção V_∞ , enquanto que o vetor W formará um ângulo θ com a perpendicular do mesmo. Mantém-se um ângulo ϵ formado entre o eixo longitudinal da aeronave e a direção de V_∞ .

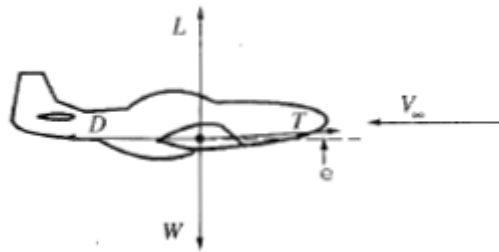


FIGURA 2.5: Voo nivelado (Anderson, 1999)

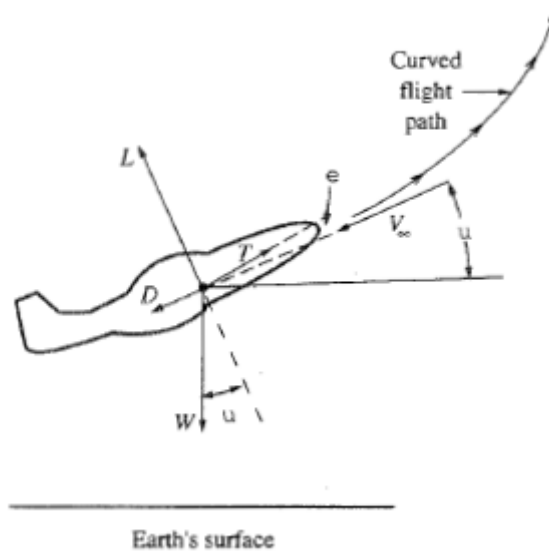


FIGURA 2.6: Voo de subida (Anderson, 1999)

Na figura 2.7 ilustra-se a aeronave em voo com um ângulo de subida e uma rotação sobre o seu eixo longitudinal. ϕ corresponde ao ângulo de defasamento entre o plano de simetria da aeronave e o plano vertical.

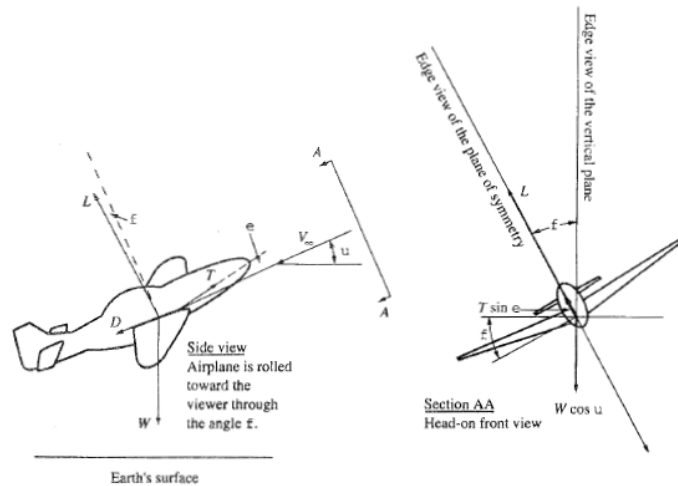


FIGURA 2.7: Aeronave em voo com ângulo θ e ϕ (Anderson, 1999)

Serão definidas as equações de movimento da aeronave para, posteriormente, avaliar a situação de voo estável e voo acelerado, bem como as suas implicações no dimensionamento da aeronave. Tendo então a percepção do ângulo θ , ϕ e ϵ , serão decompostas as forças aplicadas na aeronave em voo representado na figura 2.7 nos três planos por forma a definir equações genéricas para o movimento da aeronave.

Analisando o plano Normal ao eixo transversal da aeronave decomponemos as forças :

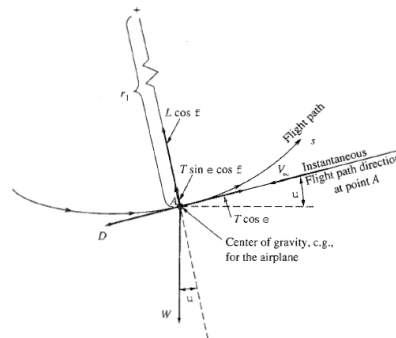


FIGURA 2.8: Decomposição das forças no plano normal ao eixo transversal (Anderson, 1999)

Na figura as forças são concentradas no centro de massa da aeronave, analisando as quatro forças presentes no voo considerando a direção V_∞ e a sua perpendicular como eixo de referencial.

Partindo da segunda equação de Newton, $F = m a$ ficamos perante a seguinte igualdade nos eixos:(Equação 2.13)

$$\begin{cases} F = T \cos(\epsilon) - D - W \sin(\theta) \\ F = L \cos(\phi) + T \sin(\epsilon) \cos(\phi) - W \cos(\theta) \end{cases} \quad (2.10)$$

Sendo a aceleração na direção paralela ao deslocamento da aeronave definido pela equação 2.11.

$$a = \frac{d V_{\infty}}{dt} \quad (2.11)$$

E a aceleração radial do movimento curvilíneo perpendicular ao deslocamento:

$$a = \frac{V_{\infty}^2}{r} \quad (2.12)$$

Em que r corresponde ao raio de curvatura da trajetória da aeronave, ficamos com as equações de movimento da aeronave definidas por

$$\begin{cases} m \frac{d V_{\infty}}{dt} = T \cos(\epsilon) - D - W \sin(\theta) \\ m \frac{V_{\infty}^2}{r} = L \cos(\phi) + T \sin(\epsilon) \cos(\phi) - W \cos(\theta) \end{cases} \quad (2.13)$$

Nesta análise é desprezada a distância ao centro da terra com decréscimo da força gravitacional com o aumento de altitude, bem como a sua curvatura visto se tratar de voo subsônico, sendo a presente abordagem conservativa.

2.5 Materiais

Por forma a selecionar os materiais a utilizar, será realizada uma análise dos materiais tipicamente usados em VANTs de pequeno porte (15 kg), com base nas propriedades mecânicas, vantagens, métodos de fabrico, disponibilidade e custo de mercado. As propriedades mecânicas dos materiais serão baseadas em estudos prévios, com conclusões relativas a diferentes configurações e disposição para os vários materiais considerados.

Será considerado o uso de materiais compósitos, polímeros, espumas, madeira balsa e contraplacado. Para a conceção de uma aeronave com resistência estrutural suficiente e peso reduzido será analisado o compromisso entre peso e resistência dos materiais com base na resistência específica, razão entre densidade e tensão de cedência dos mesmos. Também será tida em conta a rigidez dos materiais

por forma a analisar a sua capacidade de deformação quando sujeito a carregamentos para evitar deformações e oscilações de grande amplitude. (Megson, 2013) Estes fenómenos podem levar à perda ou comprometimento de capacidades aerodinâmicas, principalmente dos componentes vitais ao voo da aeronave como asa e estabilizadores, necessários ao voo e controlo da aeronave.

Por definição, os materiais compósitos são formados por uma combinação de dois ou mais materiais, que não se dissolvem entre eles, cuja combinação resulta num material com propriedades superiores às partes independentes. (Huang e Zhou, 2011) (Reddy, 1992)

Tipicamente os materiais compósitos são formados por uma matriz e reforço. A matriz tem a função de manter a coesão do reforço, assegurando proteção do meio ambiente e manutenção do formato da peça fabricada, distribuindo as cargas pelo reforço, tipicamente mais resistente que a matriz. Trata-se de um material ortotrópico (material cujas propriedades mecânicas dependem da direção das forças aplicadas) dependendo da disposição do reforço. Será considerado como matriz polímero em forma de resina epoxi e fibras para reforço, vidro ou carbono, escolhas comuns na indústria aeronáutica. (Hosseini Rahmani e Ashori, 2014) (Huang e Zhou, 2011) (Megson, 2013)

A disposição direcional das fibras tem elevado impacto no desempenho da função dos componentes consoante a direção e tipos de carregamentos a que estes são sujeitos. As fibras podem ser dispostas de forma aleatória, unidirecional ou multidirecional. Para compósitos constituídos por fibras unidirecionais, a maior tensão suportada será na direção da fibra, enquanto que nas restantes direções os valores serão bastante menores. (Reddy, 1992) Caso se pretenda um bom comportamento do compósito para várias direções, é possível aplicar camadas de fibras nas direções pretendidas, tipicamente utilizando uma disposição de fibras bidirecional perpendiculares e entrelaçadas entre si, adquiridas no mercado em tecido.

Os componentes em materiais compósito podem sofrer diferentes falhas como delaminação, quebra da fibra ou da matriz, principalmente devido a uma fraca ligação entre a fibra e a matriz ou defeitos na matriz, por exemplo por inclusão de gases durante o processo de cura e devido a fatores exteriores como cortes, furos ou bordas no compósito. (Reddy, 1992) (Rezende, 2007) A delaminação consiste na falha de ligação entre lâminas ou entre matriz e fibra de uma lâmina quando as tensões de corte são máximas (esquinas ou bordas do compósito). Devido a uma grande propensão a falha, os materiais compósitos carecem do uso de fatores de

segurança bastante superiores aos que seriam usados no caso dos metais.(Rezende, 2007)

Estes componentes podem ser adquiridos no mercado em perfis tubulares com diversas dimensões ou fabricados com recurso a métodos de fabrico manual, designados de *Hand Layup*, tendo em conta a maquinaria presente no IST será considerado o método *Wet lay-up* com molde.

Esta técnica inicia-se com a realização de um molde, neste caso em espuma, podendo esta ser retirada ou a peça final contemplar a espuma com a respetiva matriz e resina curada. São tipicamente utilizados 3 tipos de espuma: Poliuretano, *Styrofoam* (Poliestireno) e PVC (*Polyvinyl chloride* ou Policloreto de vinil). (Hollmann, 2003) Estes podem ser trabalhados com diferentes métodos como corte a fio quente ou com recurso a uma máquina CNC (sigla inglesa para *Computer Numeric Control* ou Controlo Numérico Computorizado) podendo esta última realizar modelos 3D. Apenas a espuma de Poliestireno pode ser trabalhada com corte a fio quente, sendo esta a espuma escolhida para o projeto, dado que o IST tem uma máquina CNC para corte a fio quente.

No método *Wet lay-up* com molde as várias camadas de tecido de fibra de carbono são impregnadas com resina no molde, podendo aplicar-se apenas uma camada no caso de não se pretender retirar o molde, por exemplo para fabrico de componentes em espuma reforçado com materiais compósitos. (Félix et al., 2015) (Hollmann, 2003)

Por fim, é colocada uma camada de tecido absorvente, *peel ply*, por forma a absorver o excesso de resina e colocado em cura a pressão nula (vácuo) com recurso a sacos em plástico por forma a assegurar a uniformização de distribuição de resina e evitar a formação de bolhas de ar entre camadas. A cura é realizada à temperatura ambiente, por tempo dependente da matriz utilizada. É possível obter um compósito com propriedades mecânicas similares às apresentadas na Tabela 2.3 (Ekşi e Genel, 2017).

Trata-se de um método com custos reduzidos e de fabrico simples comparativamente, por exemplo, ao método *pre-preg* que usa camadas de tecido de fibra de carbono pré-impregnadas em quantidades ideais de resina, mas que necessita de ser armazenado em condições de refrigeração controladas até à aplicação das fibras pré impregnadas. (Hollmann, 2003)

O método escolhido pode ser adaptado por forma a realizar componentes em sanduíche com um *core* diferente e mais resistente que a espuma poliestireno,

como madeira balsa ou contraplacado.

Será então considerada a utilização da madeira balsa e contraplacado. Peças destes tipos de material podem ser maquinadas utilizando uma máquina CNC e posteriormente utilizadas no *core* de componentes em compósitos sanduíche. A madeira balsa é vantajosa para aplicações de VANTs de dimensões reduzidas devido à sua baixa densidade, podendo ser adquirida em forma de placas com espessuras tipicamente de 3 a 5 mm, com propriedades mecânicas apresentadas na Tabela 2.3 (Santos Ribeiro et al., 2012).

Outro processo construtivo a ter em conta será a deposição de polímero extrudido pelo processo FDM (*Fused Deposition Modeling*). Segundo Lachnit et al. (2015) e Lovo e Fortulan (2016) os polímeros PC (Policarbonato) e ABS (Acrilonitrila Butadieno Estireno) possuem alta resistência mecânica e resistência ao impacto, por isso serão considerados neste trabalho. As propriedades de ambos são apresentados na Figura I.3 retirada do catálogo de produtos da empresa CODI, com produtos da marca STRATASYS. (Figura I.3, em Anexo)

Os componentes produzidos com este método de fabrico possuem boas propriedades mecânicas devido à baixa densidade, com grande facilidade de produzir peças de dimensões consideráveis com elevado detalhe. (*CamJIC. Comparison of typical 3D printing materials*. S.d.) (Lachnit et al., 2015) É aplicável na estrutura interna complexa da fuselagem, com os respetivos apoios na restante aeronave, encaixe para trem de aterragem e *payload* e suportes da instrumentação no seu interior.

O princípio básico de funcionamento do processo FDM parte de um desenho computacional tridimensional que é dividido em camadas por um software dependendo do fabricante da máquina de extrusão de polímero, em seguida a máquina adiciona material camada a camada até formar o produto equivalente ao desenho proposto (Lovo e Fortulan, 2016), tecnologia utilizada em Prototipagem Rápida. Estas peças podem ser realizadas com o seu interior preenchido com diversos padrões. Segundo Pandzic e Hodzic (2021) os padrões que melhor otimizam as propriedades mecânicas são em grelha e octaedros, com o enchimento da peça medido em percentagem. A perda de propriedades mecânicas da peça com recurso a este método, principalmente tensão de cedência, é proporcional ao enchimento da mesma para enchimentos de 50 a 100 %.

TABELA 2.3: Propriedades mecânicas dos materiais descritos (Ekşi e Genel, 2017)(Fonseca, 2019) (Santos Ribeiro et al., 2012) (Figura I.3)

Material	$\rho(g/cm^3)$	σ_{ced} (MPa)	E (GPa)	$\frac{\sigma}{\rho}$
Fibra de carbono unidirecional	1.31	826.0	78.715	630.53
Fibra carbono 0°/90°	1.31	340.0	42.0	259.5
Fibra de vidro 0°/90°	1.55	220.0	14.352	141.9
Espuma XPS	0.034296	0.016958	0.361	0.50
Madeira balsa (MasterWings)	0.02138	26.40	3.59	1.23
PC	1,24	57.9		46.7
ABS	1.2	36.5	2.04	30.41

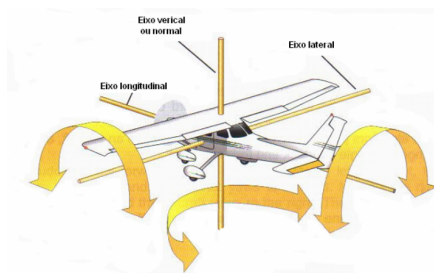


FIGURA 2.9: Eixos de referência da aeronave (FAP, 2008)

2.6 Nomenclatura da estrutura da aeronave

O movimento de uma aeronave é traduzido nos 6 movimentos que a mesma pode executar em torno dos seus 3 eixos, sendo por isso tratado como um sistema com 6 graus de liberdade. Os seus eixos, ilustrados na Figura 2.9 são os seguintes: (FAP, 2008)

1. Eixo longitudinal, segundo o qual a aeronave executa o movimento de translação para a frente e para trás e o movimento de rotação denominado de momento rolamento e tipicamente controlado pelos *aileron*s;
2. Eixo transversal lateral, segundo o qual a aeronave executa o movimento de translação para a direita e para a esquerda e o movimento de rotação denominado de momento de picada controlado através do leme de profundidade ou através do estabilizador horizontal com incidência variável;
3. Eixo transversal direcional ou normal, segundo o qual a aeronave executa o movimento de translação para cima e para baixo e o movimento de rotação denominado de momento de guinada controlado através do leme de direção.

Segundo o modo de fixação da asa principal as aeronaves podem ser classificadas em três tipos (FAP, 2008) :

1. *Cantilever*: Asa apoiada somente numa das extremidades (plano central da fuselagem). Os semiplanos têm que suportar as tensões devidas à sustentação, resistência aerodinâmica, momento de picada e o peso próprio.
2. *Semi-cantilever*: Asa apoiada numa das extremidades (plano central da fuselagem), mas que necessita de um ou mais apoios exteriores para lhe conferir a robustez suficiente para suportar as cargas a que está sujeita.
3. *Contraventada*: É um plano formado por duas asas de longarinas inteiras constituindo uma só peça. A parte central do plano de sustentação pode estar fixada diretamente à fuselagem ou através de tirantes.

2.6.1 Asa

A asa é construída atendendo a critérios rigorosos de robustez, leveza e elasticidade. Possui uma estrutura interna que lhe confere a resistência mecânica necessária e um revestimento exterior que auxilia na resistência do conjunto em maior ou menor grau. As principais cargas suportadas pela asa em voo são (FAP, 2008):

- Flexão – Provocada pelas forças de sustentação e pelo peso;
- Torção – Provocada principalmente pelo efeito dos *ailerons* e *flaps*.

A asa convencional tem os seguintes elementos estruturais (FAP, 2008), ilustrados na Figura 2.10:

1. Longarinas

São os elementos principais da asa, responsáveis por assegurar resistência estrutural de todos os esforços de flexão e torção devido a fenómenos aerodinâmicos. Os perfis mais utilizados na construção das longarinas são perfis em I e perfis tubulares (FAP, 2008). Para o presente projeto serão usados perfis tubulares em fibra de carbono.

2. Nervuras

São elementos estruturais colocados na direção da corda e utilizados para assegurar a forma do perfil da asa e transmitir as cargas do revestimento às longarinas. No presente projeto será usada madeira balsa cortada por intermédio de uma máquina CNC. Quanto ao seu comprimento, as nervuras podem ser verdadeiras ou falsas (FAP, 2008). As primeiras estendem-se desde o bordo

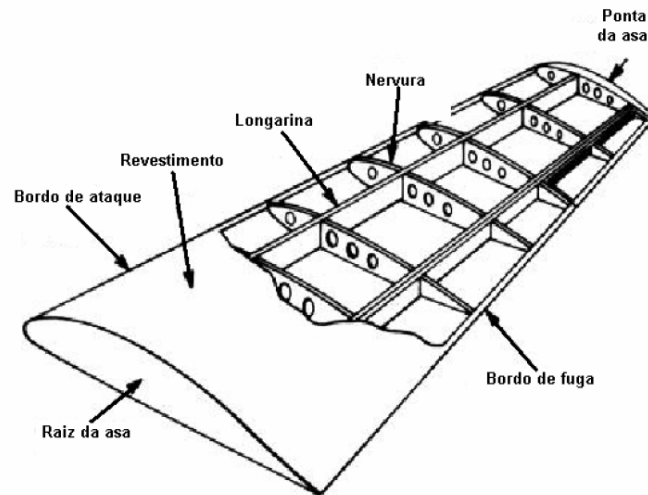


FIGURA 2.10: Componentes estruturais da asa (FAP, 2008)

de ataque até ao bordo de fuga e recebem as cargas de compressão entre as longarinas frontal e traseira. As segundas asseguram a resistência do bordo de ataque e transmitem as cargas do revestimento desta zona à longarina frontal. No presente projeto não será necessária a aplicação de nervuras falsas, mas o revestimento em fibra de carbono, com espuma de poliestireno no interior, será reforçado no bordo de ataque da asa.

3. Revestimento

Assegura a forma exterior da asa, suporta as cargas geradas pelas diferenças de pressão do ar e contribui para contrariar os momentos de flexão e de torção. Assenta em toda a superfície formada por nervuras (FAP, 2008). Neste projeto serão utilizados materiais compósitos, utilizando tecido de fibra de carbono e a técnica *Wet lay-up* com molde de espuma de poliestireno, será aplicada uma camada de tecido de fibra de carbono, reforçado no bordo de ataque com uma camada adicional de tecido de fibra de carbono com resina epoxi como matriz do compósito.

4. Caixa de Torção

Para além da missão primária (produção de sustentação) a asa aloja a ligação entre fuselagem, asa principal e cauda, sendo requerida grande eficiência estrutural na sua construção. O tipo de construção utilizado é o denominado caixa de torção (*Torsion Box*) (FAP, 2008). Será concebido um componente em fibra de carbono pela técnica *Wet lay-up* com core de madeira contraplacada.

2.6.2 Cauda e estabilizadores

As superfícies estabilizadoras consistem em planos normalmente localizados na cauda do avião que asseguram a sua estabilidade longitudinal e direcional. Estas superfícies têm construção similar à construção da asa, mas mais simplificada uma vez que estão sujeitas a menores esforços.(FAP, 2008) As superfícies estabilizadoras principais são o estabilizador vertical, responsável pela estabilidade direcional, e o estabilizador horizontal, destinado a conferir estabilidade longitudinal ao avião.(FAP, 2008) No caso da fuselagem não ter comprimento suficiente a ligação entre o conjunto asa e fuselagem dá-se com a inserção do *tail boom*, o que é o caso da aeronave em desenvolvimento. Este componente consistirá num tubo de fibra de carbono.

À semelhança da asa, os principais componentes das superfícies estabilizadoras são as longarinas, as nervuras e o revestimento, fabricados com os mesmos materiais usados na asa principal, com longarinas em tubo de fibra de carbono, nervuras compostas por espuma de poliestireno e revestimento em tecido de fibra de carbono.

2.6.3 Fuselagem

A construção da fuselagem é classificada em dois tipos principais tendo em conta a forma como os diferentes componentes contribuem para a resistência do conjunto(FAP, 2008):

1. Fuselagem em viga armada: utilizada em aviões ligeiros não pressurizados. Consiste numa estrutura rígida cujos elementos estruturais são as longarinas (elementos resistentes primários), tubos, tirantes e cabos. A estrutura pode ser coberta com tela (tecido impermeabilizado), chapa de metal e materiais compósitos.
2. Fuselagem monocoque que pode ser Monocoque ou Semi-monocoque.

Fuselagem Monocoque é uma estrutura projetada para suportar as cargas principalmente através do seu revestimento. Este terá que possuir uma boa relação resistência/peso podendo consistir em contra placas e ligas de alumínio, painéis tipo *sandwich*, *honeycomb* (favo de mel) e materiais compósitos de alta performance. Os elementos estruturais internos, as cérceas, destinam-se essencialmente a conferir a forma à fuselagem.(FAP, 2008)

Fuselagem Semi-monocoque consiste numa estrutura com elementos verticais, cérceas, e elementos longitudinais, lisas, coberta com um revestimento estrutural que suporta uma grande percentagem dos esforços a que a fuselagem está sujeita. As cérceas destinam-se essencialmente a dar forma à fuselagem, as lisas conferem maior rigidez ao revestimento.(FAP, 2008)

2.6.4 Superfícies de controlo

Para o controlo da aeronave ao longo dos seus três eixos será a mesma equipada com *ailerons*, leme (*rudder*) e profundor (*elevator*).

Os *ailerons* são superfícies de controlo localizadas nas asas da aeronave com a função de controlo de rolamento ou movimento lateral da aeronave segundo o eixo longitudinal.

O *profundor* é a superfície de controlo da aeronave localizada no estabilizador horizontal com a função principal de controlo do movimento de picada, em torno do eixo transversal lateral, permitindo controlar o ângulo de ataque da aeronave.

O leme é uma superfície de controle na cauda vertical com a função principal de controlar o movimento de guinada da aeronave, em torno do eixo transversal direcional. O controle do movimento de guinada é importante para a estabilidade lateral-direcional da aeronave, permitindo manter a aeronave numa trajetória retilínea durante o voo e corrigir desvios de trajetória causados por fatores como vento cruzado. Também tem um papel fundamental durante as fases de descolagem e aterragem por forma a manter um alinhamento com a pista ou direcionar a aeronave quando em manobra na pista.

Capítulo 3

Projeto Preliminar

3.1 Envelope voo

De modo a projetar a estrutura de uma aeronave é necessário olhar para o envelope de voo desta. Seguindo as normas da Tratado do Atlântico Norte (OTAN) (2019), Martins (2021) concebeu na fase de projeto conceptual o envelope de voo ilustrado na Figura 3.1.

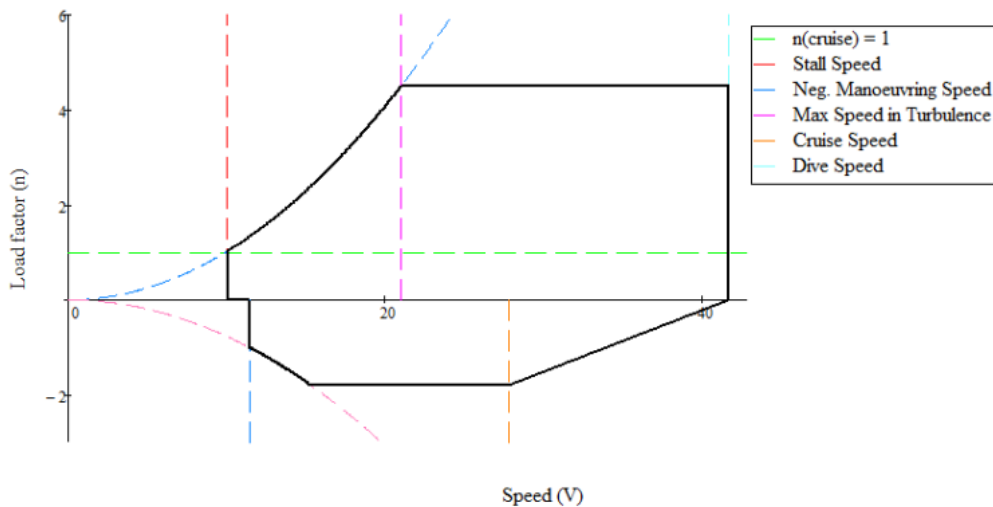


FIGURA 3.1: Envelope de voo (Martins, 2021)

O envelope de voo encontra-se delimitado pelos fatores de carga máximo e mínimo no topo e em baixo, respetivamente, pela velocidade de mergulho (*dive speed*) à direita e pela velocidade de perda à esquerda. O fator de carga é definido como a razão entre a sustentação L e o peso da aeronave W ,

$$n = \frac{L}{W} . \quad (3.1)$$

Para cada altitude existe um envelope de voo único, no entanto para dimensionar a estrutura é usual considerar o nível do mar, situação para a qual o envelope de voo é mais largo (à direita na curva de perda) (Megson, 2013). O envelope de voo agrega todas as manobras que a aeronave pode efetuar em segurança, no entanto é típico utilizar os fatores de carga máximo e mínimo a que veículo pode operar para projetar a sua estrutura, aplicando 2 coeficientes de segurança (Corke, 2003). Estes fatores de carga máximo e mínimo são geralmente atingidos em manobras de *pull-up* e *pull-down*, respetivamente.

Na Figura 3.2 está representado um exemplo de envelope de voo resultado do projeto preliminar, o qual deverá contemplar o fator de carga de limite da aeronave, o fator de carga último e o fator de carga ao qual ocorre falha catastrófica.

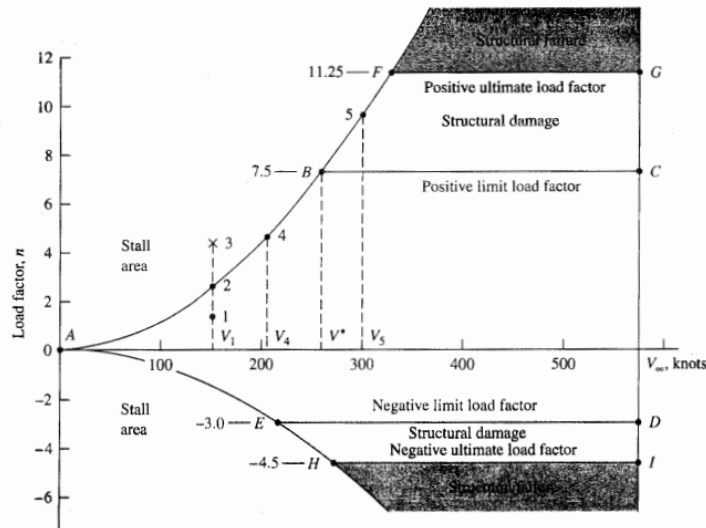


FIGURA 3.2: Exemplo de envelope de voo durante projeto preliminar segundo (Anderson, 1999)

O fator de carga limite positivo (n_{max}) é calculado por intermédio da seguinte equação (Tratado do Atlântico Norte (OTAN), 2019),

$$n_{max} = 2.1 + \frac{10900}{M_{TO} + 4536}, \quad (3.2)$$

onde M_{TO} é a massa da aeronave à descolagem. Por sua vez, o fator de carga limite negativo (n_{min}) é calculado com base na seguinte expressão (Tratado do Atlântico Norte (OTAN), 2019),

$$n_{min} = 0.4 n_{max}. \quad (3.3)$$

O fator de carga último corresponde ao fator de carga acrescido do fator de segurança escolhido para o projeto, sendo o limite a que a aeronave pode operar sem que ocorra deformações permanentes na estrutura (Corke, 2003).

O fator de carga para o qual ocorre falha catastrófica está relacionado com a capacidade dos componentes da aeronave se deformarem plásticamente sem que ocorra rutura ou falha catastrófica dos mesmos. Quando a aeronave é sujeita a condições que se traduzem em tais fatores de carga, os seus componentes serão alvo de deformações permanentes, tendo os mesmos de ser substituídos e toda a aeronave analisada (Corke, 2003). Sendo que no presente projeto é considerado o uso de fibra de carbono, como referido anteriormente, é considerado que este material não deforma plásticamente e por isso não será considerado este limite no envelope de voo.

O ponto B da Figura 3.2 é um ponto de relativa importância marcando a velocidade após a qual a aeronave tem capacidade de produzir sustentação suficiente para ultrapassar o limite de carga estrutural da aeronave. Sendo que este ponto se encontra na curva associada ao limite aerodinâmico da aeronave (correspondente à perda), partindo da Equação 2.3 e $L = n W$ temos a curva de limite aerodinâmico definido por

$$V = \sqrt{\frac{2 n}{\rho C_{l_{max}}} \frac{W}{S}} . \quad (3.4)$$

Sendo o ponto B correspondente à velocidade na curva do limite aerodinâmico para $n = n_{max}$.

Definida esta curva podemos igualmente conhecer a velocidade de perda da aeronave, velocidade mínima a que a aeronave tem capacidade de produzir sustentação equivalente ou superior ao seu peso ($n = 1$),

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2}{\rho C_{l_{max}}} \frac{W}{S}} . \quad (3.5)$$

Segundo Newman (2001), a velocidade de mergulho $V_{dive} = 1.5 V_{cr}$.

O envelope de rajada será considerado o definido por (Martins, 2021) representado na Figura 3.1. Para o dimensionamento da aeronave será considerado a situação que leva ao maior fator de carga, entre fator de carga provocado pelo envelope de rajada ou pelo limite de operação da aeronave com fator de segurança.

Segundo Newman (2001) são definidos vários limites e respetivos fatores de segurança aplicados ao fator de carga limite:

- *Proof load*, com um fator de segurança de 1.2, salvaguarda fenómenos de fadiga, de teorização estrutural, entre outros.
- *Ultimate load*, com um fator de segurança de 1.5, definindo o limite para o qual é expectável que haja deformação plástica do material, mas que este consiga ainda operar.

O envelope de rajada é definido por (Martins, 2021) com o valor de fator de carga causado por rajadas de $n_{gust} = 7.55$. Como este valor é menor que o $n_{Design} = 4.49 \times 1.7 = 7.66$, será usado o valor de n_{Design} por forma a dimensionar a aeronave.

3.1.1 Resultados

Na Figura 3.3 é representado o envelope de voo da aeronave com base nos resultados dispostos na Tabela 3.1.

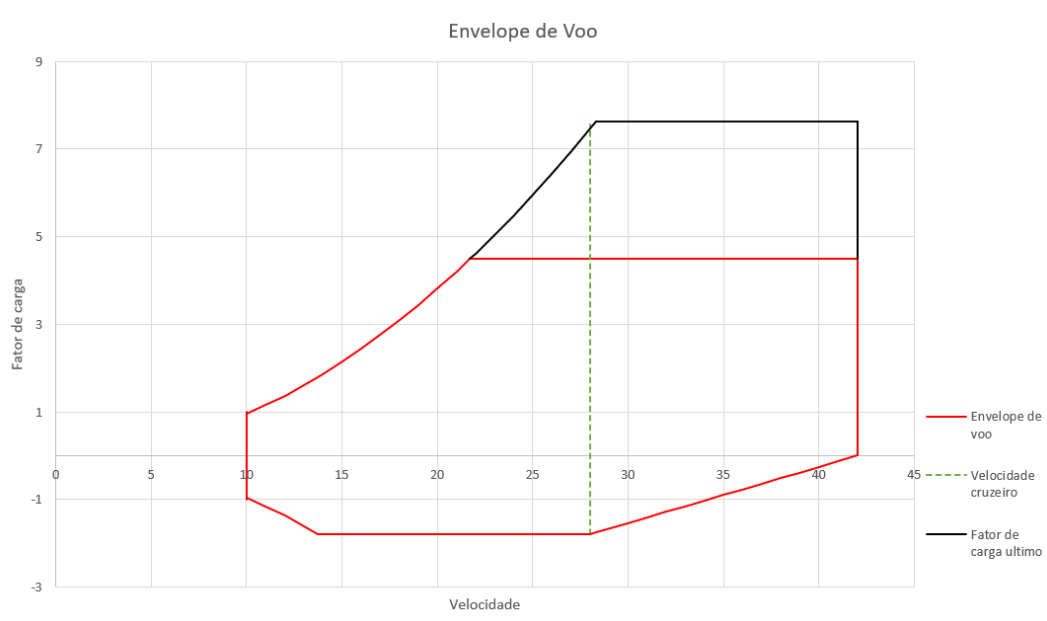


FIGURA 3.3: Envelope de Voo

3.2 Dimensionamento asa principal

Por forma a realizar o dimensionamento da asa principal é necessário obter as cargas máximas a que esta estará sujeita, posteriormente definir que materiais se usarão em cada componente e, por fim, dimensionar esses componentes com base nas cargas limite.

TABELA 3.1: Envelope de Voo

Parâmetro	Valor	Unidades
$C_{L_{max}}$	1.4	-
V_{cr}	28	m/s
V_{Dive}	36.4	m/s
V_{Stall}	10	m/s
$V_{manouver}$	28.3	m/s
fator de segurança	1.7	-
n_{max}	4.49	-
n_{min}	1.79	-
n_{ultimo}	7.63	-
n_{gust}	7.55	-
n_{Design}	7.66	-

Observando o envelope de voo, é possível conhecer a carga máxima positiva e negativa que a aeronave estará sujeita para qualquer velocidade de voo. Quando a operar à velocidade cruzeiro, a aeronave estará limitada ao ângulo de ataque limite que provocará uma força de sustentação pela asa principal equivalente ao fator de carga limite estabelecido.

Sendo a asa retangular assume-se como primeira aproximação que a produção da força de sustentação é uniforme ao longo de toda a asa, desprezando o decréscimo de rendimento da asa nas suas extremidades devido à passagem de ar do intradorso para o extradorso, que aumenta a resistência aerodinâmica induzida. Assim, a asa principal será analisada como uma viga encastrada com uma força distribuída constante ao longo de toda a asa. Esta aproximação é conservadora uma vez que aumenta o momento fletor na raiz da asa.

A asa principal será composta por duas longarinas, por forma a suportar a torção exercida na asa por forças aerodinâmicas quando esta voa com maiores ângulos de ataque. Estas serão em tubo de fibra de carbono, com o interior da asa principal em espuma XPS.

A longarina principal será colocada no centro aerodinâmico por forma a que o momento exercido na mesma seja constante como discutido anteriormente. A longarina secundária será colocada a 3/4 da corda média da asa, usada como ponto de rotação dos *ailerons* cujas dimensões serão definidas posteriormente na Tabela 3.12.

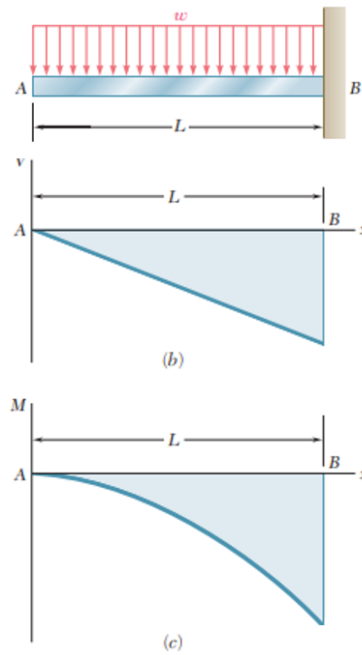


FIGURA 3.4: Representação viga encastada (b)distribuição tensão de corte (c) distribuição momento de flexão (Beer et al., 2006)

3.2.1 Análise estrutural

A análise estrutural consistirá na análise de carregamentos sobre as longarinas que serão aproximadas a uma viga encastada com uma carga constante ao longo de toda a meia asa. Assim, o momento fletor é máximo na raiz da viga, conforme representado na Figura 3.4 conjuntamente com a distribuição de carga e o esforço transversal, podendo ser calculado por intermédio da seguinte expressão

$$M_{max} = \frac{1}{2} w l^2, \quad (3.6)$$

onde w é a carga distribuída ao longo da viga de comprimento total l .

O dimensionamento da longarina será realizado com recurso à equação da tensão máxima (Beer et al., 2006),

$$\sigma_{max} = \frac{M_{max} r_{ext}}{I} \quad (3.7)$$

onde r_{ext} é o raio exterior do tubo e o momento de área I para a secção tubular é definido considerando os raios interno (r_{int}) e externo (r_{ext}) por

$$I = \frac{\pi (r_{ext}^4 - r_{int}^4)}{4}. \quad (3.8)$$

No dimensionamento do tubo são considerados diferentes raios para que as tensões provocadas pelo carregamento não excedam a tensão de cedência do material, Tabela 2.3.

A longarina secundária terá o diâmetro máximo consoante a espessura da asa ou do *aileron* na posição do mesmo. A longarina principal terá a dimensão suficiente por forma a suportar a carga sobre a asa.

A deflexão máxima na extremidade da asa é calculada por

$$y = \frac{w l^4}{8 E I}, \quad (3.9)$$

não podendo esta exceder os 5 % por forma a manter as propriedades aerodinâmicas.

3.2.2 Análise aerodinâmica

Com recurso ao *Ansys Fluent* foram simuladas as condições de voo por forma a corrigir o gráfico C_L em função do ângulo de ataque α com o objetivo de:

1. conhecer o ângulo máximo e mínimo que a aeronave pode executar dentro dos limites do envelope de voo à velocidade cruzeiro;
2. conhecer o ângulo no qual ocorre força de sustentação nula por forma a conhecer o C_{D_0} ;
3. corrigir o ângulo de ataque fixo da aeronave para a velocidade cruzeiro, por forma a gerar a força de sustentação equivalente ao peso da aeronave ou optar por alterar a dimensão da asa principal por forma a obter um ângulo de ataque nulo e reduzir a resistência aerodinâmica induzida.

Com as simulações executadas em *Ansys Fluent* será conhecida com maior precisão a força de resistência aerodinâmica da asa principal para as condições de voo à velocidade cruzeiro, C_D .

O valor de α_{max} e $C_{L_{max}}$ correspondente à capacidade máxima da asa produzir sustentação será mantido o apresentado por Martins (2021), com base no software XFLR5 e os valores experimentais publicados para o perfil NACA 2412 (Seethararn et al., 1977).

Para a convergência e validação de resultados obtidos no capítulo anterior, foi simulada a asa infinita por forma a replicar as condições simuladas para obtenção de dados experimentais em túnel de vento. Para dimensionamento e avaliação de desempenho da asa em condições de voo reais, será realizada a análise aerodinâmica

da asa finita, sendo assim possível avaliar a perda de eficiência de voo provocada pelos fenômenos aerodinâmicos que ocorrem na ponta da asa. Com esta análise é esperada uma quebra de capacidade de produzir força de sustentação com a diminuição do declive da reta C_L em função de α , pois para maiores ângulos de ataque, maior o diferencial de pressão entre intradorso e extradorso, menor a capacidade de produzir força de sustentação.

3.2.3 Resultados

Por forma a obter o declive da curva C_L em função de α partiu se da Equação 2.3 para conhecer o valor de C_L que leva a asa principal, em velocidade cruzeiro, a produzir força de sustentação suficiente para gerar as condições limite do envelope de voo. Com recurso ao gráfico C_L em função de α recolhido no XFLR5 é possível chegar a uma primeira aproximação do ângulo de ataque máximo que a aeronave poderá executar em condições cruzeiro, condições essas simuladas e apresentadas na Tabela 3.2

TABELA 3.2: Condições de voo simuladas em *Ansys Fluent*

Input				Output				
Velocidade	n	C_L (XFLR5)	α	C_L	L	C_D	D	$C_{M_{c/4}}$
28	4.49	0.8415	8.4	0.503	181	0.0347	10.5	3.74
28	1	0.1874	0.25	0.157	56.5	0.0102	4.89	7.96
28	-1.76	-0.33	-6.4	0.467	-168.3	0.0158	5.56	9.79
28			2	0.23	70.3	0.0132	4.08	4.74
28	0		-1.7	0.018	5.5	0.0097	2.97	

Com os resultados para asa finita comparativamente aos resultados para asa infinita, observa-se um decréscimo de desempenho com uma diminuição da força de sustentação na ordem dos 37% e com um aumento da força de resistência aerodinâmica na ordem dos 5%. Este decréscimo deve-se ao fluxo de ar entre o extradorso e intradorso, criando vórtices na ponta da asa que levam ao aumento da força de resistência aerodinâmica produzida e com diminuição da força de sustentação produzida devido à diminuição do diferencial de pressão entre extradorso e intradorso. Este fenómeno pode ser reduzido de variadas formas. Um método a utilizar poderia ser a diminuição da corda do perfil na ponta da asa, passando de uma asa retangular para uma asa com flecha no bordo de ataque e com aumento do afilamento na ponta da asa por exemplo .(Corke, 2003) Esta abordagem leva ao aumento da envergadura

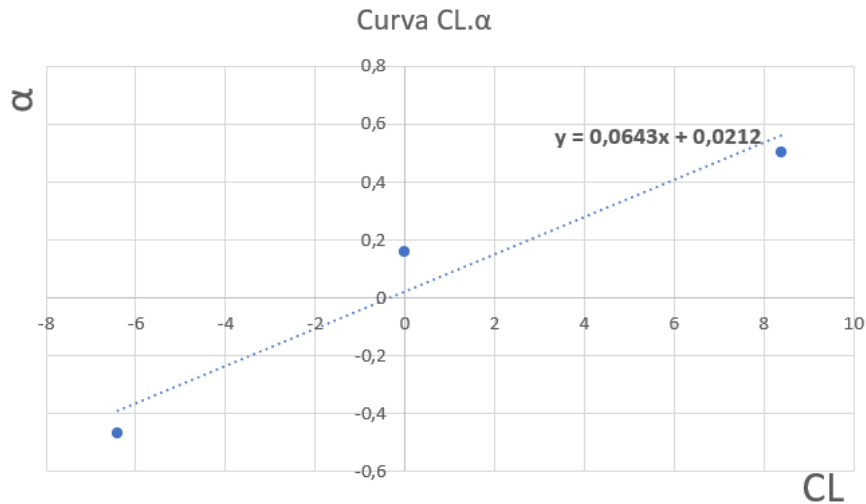


FIGURA 3.5: Gráfico CL em função de α resultado Ansys Fluent

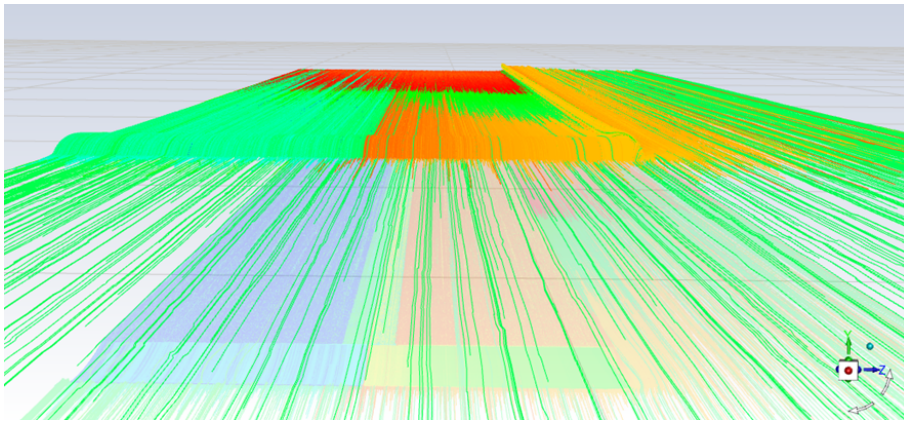


FIGURA 3.6: Seguimento de partículas na asa para condição de sustentação nula com $\alpha = -1.7$

da asa para que esta tenha capacidade de produzir força de sustentação equivalente ao peso da aeronave.

Outra abordagem para a diminuição deste efeito é a adição de pontas de asa, como *endplates* ou *winglets* para a redução de fluxo de ar entre os dorsos. Este fluxo leva à criação de vórtice na ponta da asa como é visível na figura 3.6 e figura 3.7 correspondente ao seguimento das partículas de ar no bordo de ataque da asa para condição de sustentação nula e máxima.

Com os valores calculados de C_M na posição $x = c/4 = 125mm$ para diferentes ângulos de ataque, não foi possível obter o valor do centro aerodinâmico próximo da posição de $x_{c/4}$ como previsto em (Anderson, 1999; Raymer, 1992). Uma possível origem deste erro deve-se à divergência de definição do ponto de referência de C_M para os diferentes ângulos de ataque. Com o centro aerodinâmico

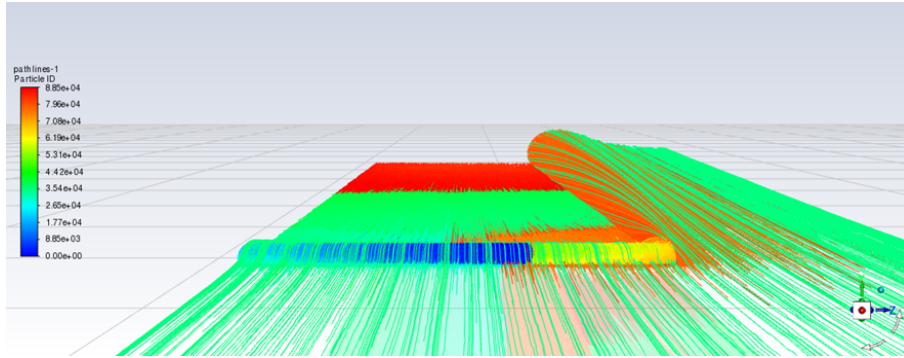


FIGURA 3.7: Seguimento de partículas na asa com $\alpha = 8.4$, com criação de vórtice na ponta da asa

usado para posicionar a longarina principal e cálculo da estabilidade longitudinal nos quais (Raymer, 1992) se aproxima com a posição $x_{c/4}$, será utilizada a posição do centro aerodinâmico extraída pelo software XFLR5, sem impacto considerável para a finalidade do mesmo.

A análise da asa finita levou a uma menor linearidade da variação entre coeficiente de sustentação e ângulo de ataque comparativamente aos resultados obtidos na validação da malha. Assim, e para que fosse possível determinar corretamente o ângulo de ataque fixo da aeronave para as condições de voo cruzeiro, foram simuladas duas condições próximas da condição de voo cruzeiro, por forma a obter o declive da reta C_L em função de α corretamente as condições de voo cruzeiro. Foi então simulado o ângulo de ataque nulo e $\alpha = 2^\circ$ com os resultados obtidos apresentados na Figura 3.8. Com base no declive da reta é possível extrair o ângulo de ataque cruzeiro, o qual satisfaz as condições de C_L necessárias à produção de uma força de sustentação igual ao peso da aeronave.

Foi realizada a análise da condição cuja asa não produz sustentação por forma a extrair o valor de C_{D_0} correspondente à resistência aerodinâmica parasita da asa para aplicação da Equação 2.9. Esta condição é verificada no ponto de interceção da reta de variação linear entre C_L e α com o eixo horizontal. Sendo que para a presente análise os vórtices criados na ponta da asa não são relevantes devido à mesma pressão em ambos os dorsos, foi usada a reta extraída na validação de resultados aerodinâmicos no qual é considerada a asa infinita, com os resultados representados na Figura 3.5. Os resultados são apresentados na Tabela 3.2.

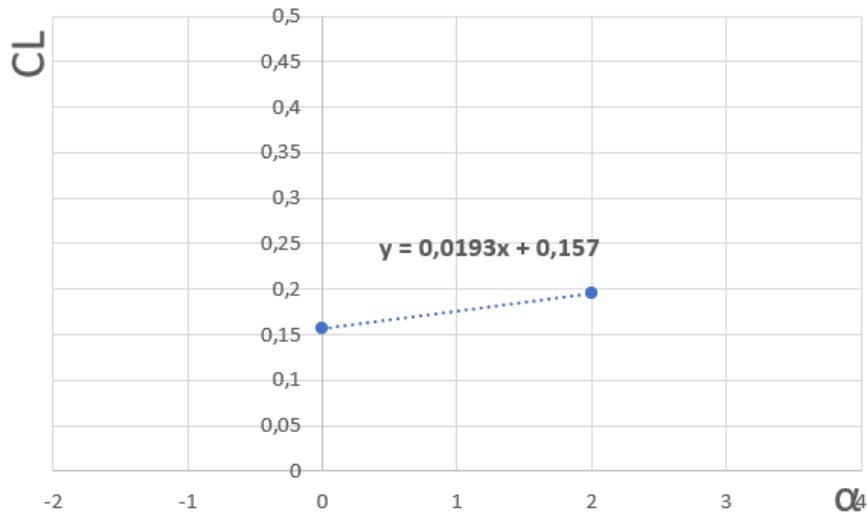


FIGURA 3.8: Gráfico CL em função de α para condições cruzeiro

3.3 Dimensionamento estabilizador horizontal e vertical

A empenagem é composta por três componentes, estabilizador vertical, estabilizador horizontal e *tail boom*. Os estabilizadores horizontal e vertical serão fabricados em espuma XPS, revestidos com tecido fibra de carbono e reforço interior com tubo de fibra de carbono. O *tail boom* será composto por um tubo de fibra de carbono. Os tubos em fibra de carbono serão considerados a estrutura primária.

Os estabilizadores, tendo perfis simétricos, com ângulo de ataque nulo, não produzem força de sustentação. O estabilizador horizontal é constituído por um perfil NACA 0009 e o estabilizador vertical por um perfil NACA 0012. Assim, o estabilizador horizontal irá atingir a condição de sustentação máxima à velocidade cruzeiro no ângulo máximo a que a aeronave poderá voar dentro do envelope de voo, verificado anteriormente para $\alpha = 8.4^\circ$ (Tabela 3.2). O estabilizador vertical produzirá sustentação consoante o ângulo de *slide slip* da aeronave, sendo este máximo para o ângulo a que ocorre perda do estabilizador vertical, correspondente à situação de sustentação máxima. O coeficiente de sustentação é drasticamente aumentado com a atuação das superfícies de controlo, fator que será tido em conta com as dimensões das superfícies de controlo. Sendo que anteriormente se concluiu que a força de sustentação produzida é menor quando considerada asa finita no software *Ansys Fluent*, comparativamente com os valores de coeficiente de sustentação para os vários perfis no software XFLR5, será usado este segundo método para

TABELA 3.3: Resultados dimensionamento asa principal

Parâmetro	Valor	Unidades
$C_{L_{cr}}$	0.19	-
α_{cr}	1.7	°
L_{max}	606.15	N
b	3	m
l	1.5	m
Fator segurança	1.7	-
q	343.485	N/m
M	386.42	N.m
$D_{secundário}$	21	mm
$e_{secundário}$	1	mm
$D_{primário}$	30	mm
$e_{primário}$	1.5	mm
Deflexão máxima	8.4	%

uma análise aerodinâmica menos morosa e com menores exigências computacionais, mantendo também uma abordagem conservadora em termos estruturais por não se considerar a perda de rendimento na ponta da asa.

Será então usado o software XFLR5 por forma a calcular a força de sustentação produzida pelos estabilizadores, enquanto a análise de força de resistência aerodinâmica produzida pelo conjunto à velocidade cruzeiro será analisado com recurso ao *Ansys Fluent*, com ângulo de ataque nulo para ambos os estabilizadores.

A cauda será constituída pelos seguintes componentes e respetivas cargas:

1. *Tail boom*, analisado como viga encastrada na fuselagem, com um momento de torção normal ao eixo longitudinal aplicado pelo estabilizador vertical e uma força aplicada na extremidade da viga pela força de sustentação máxima criada pelo estabilizador horizontal.
2. Estabilizador Vertical, será avaliado como uma viga encastrada no *tail boom*, com uma carga distribuída correspondente à força de sustentação produzido pelo mesmo, enquanto sujeito à tração ou compressão consoante o ângulo de ataque positivo ou negativo, respetivamente, do estabilizador horizontal.
3. Estabilizador Horizontal, será avaliado como a asa principal, uma viga encastrada com uma carga distribuída aplicada ao longo de toda a sua extensão.

A tensão por uma força de compressão/tração F exercida no estabilizador vertical, $\sigma_{traccao}$ é calculada com recurso à seguinte equação (Beer et al., 2006)

$$\sigma = \frac{F}{A}, \quad (3.10)$$

onde A é a área da secção do perfil em análise. Por sua vez a tensão de corte τ devido à torção T é calculada usando a equação (Beer et al., 2006)

$$\tau_{max} = \frac{T c}{J}, \quad (3.11)$$

com J definido para uma secção tubular circular por

$$J = \frac{\pi (r_{ext}^4 - r_{int}^4)}{8}. \quad (3.12)$$

A tensão máxima de carregamentos aproximados a uma viga encastrada, presente no *tail boom* será calculado com recurso às Equações 3.6 e 3.7, sendo que este suporta carregamentos por flexão e torção, enquanto os estabilizadores estão sujeitos principalmente a flexão.

Será usado o método de Von mises por forma a combinar as tensões de compressão/tração com tensão de corte definido por (Beer et al., 2006):

$$\sigma_{vm} = \sqrt{\sigma^2 + 3\tau^2}. \quad (3.13)$$

Será calculada a deflexão máxima na extremidade do *tail boom*, não podendo exceder 10% do seu comprimento total, para que não comprometa o desempenho dos estabilizadores no controlo da aeronave.

3.3.1 Resultados

Por forma a suportar fenómenos de torção e devido à baixa espessura dos estabilizadores serão usados dois tubos de carbono de diâmetro e espessura igual no reforço interior dos mesmos e ligação ao *tail boom*, considerados como estrutura primária com resistência estrutural suficiente aos carregamentos aplicados.

Com recurso aos resultados do XFLR5, conclui-se que a posição do centro aerodinâmico para o estabilizador horizontal é de $x_{c.a.} = m_0/a_0 = 84$ mm com o bordo de ataque do estabilizador horizontal como referência.

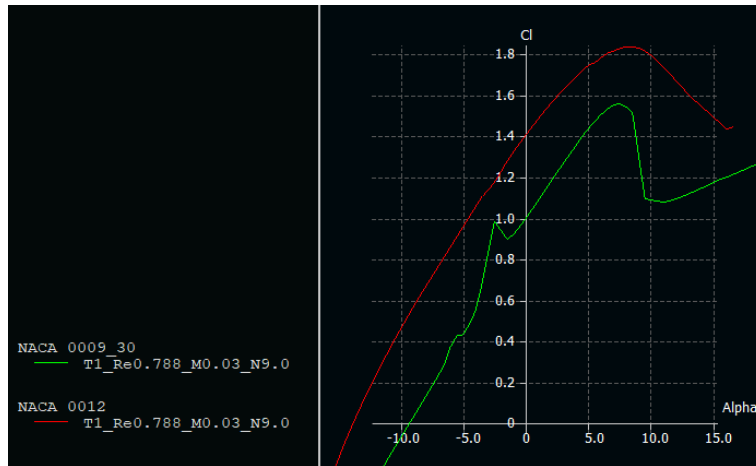


FIGURA 3.9: Resultados XFLR5 perfil de estabilizadores com superfícies controladas (Martins, 2021)

Na figura 3.9 é apresentado o C_L em função do α utilizando o software XFLR5.

Como resultados da análise aerodinâmica em *Ansys Fluent* conclui-se que o conjunto de estabilizadores para as condições de velocidade cruzeiro produzem uma força de resistência aerodinâmica de 3.02 N.

3.4 Dimensionamento fuselagem

Por forma a dimensionar a fuselagem, produto do projeto conceptual recorreu-se a simulações no software *Ansys Fluent*, Figura 3.10 a fim de verificar o desempenho da mesma, refletido na força de resistência aerodinâmica produzida.

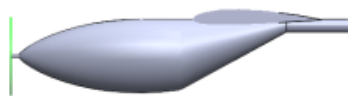


FIGURA 3.10: Projeto conceptual fuselagem (Martins, 2021)

Nesta fase é avaliada a forma exterior concebida no projeto conceptual por Martins (2021) com base no desempenho com sensor e sem sensor exposto ao escoamento. Será analisada uma nova forma de fuselagem, por forma a melhorar o processo construtivo e desempenho da mesma.

3.4. Dimensionamento fuselagem

TABELA 3.4: Resultados dimensionamento estabilizadores e *tail boom*

Estabilizador Horizontal	
$C_{L_{\alpha=8.4, profundor=30^\circ}}$	1.52
L_{max}	236.5 N
w	175.3 N/m
M	39.9 N.m
r_{ext}	7 mm
r_{int}	6 mm
σ	322 MPa
Estabilizador Vertical	
$C_{L_{\alpha=0, leme=40^\circ}}$	1.41
L	82.7 N
r_{ext}	7 mm
r_{int}	6 mm
$\sigma_{tra\c{c}ao}$	5 MPa
tail boom	
l_{tail}	1449 mm
M	354.75 N.m
T	15.9 N.m
r_{ext}	25 mm
r_{int}	24 mm
J	$9.24 \times 10^{-8} \text{ m}^4$
I	$4.619 \times 10^{-8} \text{ m}^4$
$\tau_{tor\c{c}ao}$	4.3 MPa
$\sigma_{flex\c{a}o}$	192 MPa
σ_{vm}	192.15 MPa
Deflex\c{a}o m\c{a}xima	9.1%

Estes resultados ser\c{a}o comparados com os valores obtidos no projeto conceptual, com o c\c{a}lculo de coeficiente de resist\ec{e}ncia aerodin\c{a}mica baseado em formas geom\ec{e}tricas com coeficiente de resist\ec{e}ncia aerodin\c{a}mica conhecido.

Tendo em conta os m\ec{e}todos construtivos do revestimento da fuselagem com recurso a tecido de fibra de carbono e moldes em espuma XPS, ser\c{a} priorit\c{a}ria a considera\c{c}o de formas geom\ec{e}tricas, como cilindro ou superf\ec{e}cies retas, mantendo a facilidade construtiva da aeronave. Assim foi desenvolvida uma fuselagem, com o *payload* permanentemente no exterior, com uma menor silhueta frontal poss\ec{iv}el, mas com dimens\c{a}o suficiente para todos os componentes necess\c{a}rios no seu interior.

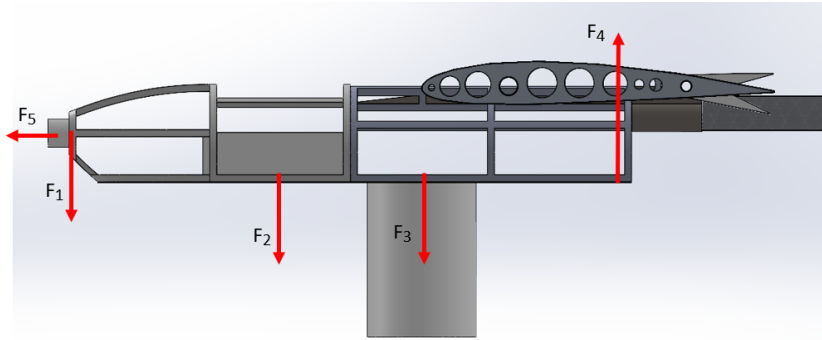


FIGURA 3.11: Distribuição de forças aplicadas na estrutura interna da fuselagem

Numa primeira abordagem, resultado do projeto conceptual, ilustrado na Figura 3.10, considerou-se uma fuselagem com um mecanismo para colocar o sensor no exterior conforme necessidade. Esta abordagem revelou um acréscimo de massa na concepção do mecanismo e porta para exterior, ineficiente com sensor no exterior devido à grande dimensão da fuselagem e dificuldade em conceber uma propulsão eficiente devido à elevada resistência aerodinâmica produzida com sensor no exterior. Optou-se assim por considerar o sensor permanentemente no exterior e uma fuselagem otimizada na sua forma, vindo a ser o resultado final do projeto preliminar.

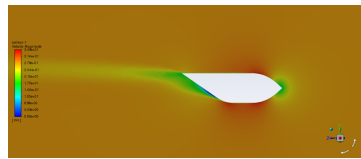
Tendo por base as propriedades mecânicas apresentadas na Tabela 2.3, a estrutura interna da fuselagem será construída em polímero impresso (propriedades mecânicas semelhantes às ligas de alumínio) por forma a obter liberdade e facilidade de criação de formas.

Assim, será realizada uma análise estrutural à estrutura interna da fuselagem, considerando as forças exercidas na estrutura pela massa dos componentes no seu interior, acrescida do fator de carga máxima a que a aeronave estará sujeita em voo ($n_+ = 4.49$), e de um fator de segurança $f.s. = 1.7$.

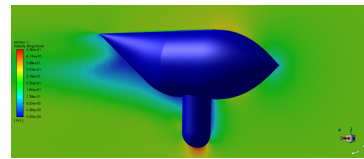
Na Figura 3.11 está representada a configuração dos componentes de maior impacto nesta análise devido às suas elevadas massas, apresentados na Tabela 3.5, bem como a força máxima que estes exercem na estrutura interna da fuselagem. Em relação à posição do trem de aterragem traseiro, este será colocado no extremo traseiro da fuselagem para garantir que a posição do CG da aeronave se encontra entre o trem de aterragem traseiro e dianteiro.

TABELA 3.5: Forças aplicadas na estrutura interna da fuselagem

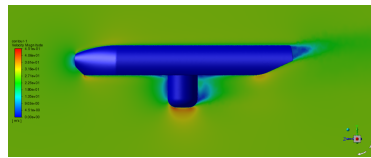
	Componente	$P_{componente}$ (N)	$P \times n_+ \times f.s.$ (N)
F_1	Motor elétrico	5.88	44.8
F_2	Bateria	24.5	187
F_3	Payload	24.5	187
F_4	Trem pouso	137	274
F_5	Impulso máximo	49	-



(a) Configuração Projeto conceitual



(b) Configuração Projeto conceitual com sensor



(c) Configuração Projeto preliminar

FIGURA 3.12: Contorno de velocidade *Ansys Fluent* para as várias configurações

3.4.1 Resultados

Na Figura 3.12 estão representados os resultados das simulações das várias configurações da fuselagem com os respectivos resultados na Tabela 3.6. Para se perceber o desempenho das várias configurações de fuselagem, será avaliado o contorno da velocidade de ar, percebendo assim onde se formam as zonas de turbulência.

Com base na distribuição de velocidade do escoamento em torno das várias configurações da fuselagem, é possível concluir, como previsto, que o sensor aumenta o gradiente de velocidade e separação do escoamento, por sua vez aumenta a resistência aerodinâmica. Também as curvaturas, principalmente na esteira do fluxo, apresentam grande influência na turbulência gerada pelo escoamento, sendo necessário terminar com curvatura suave. É possível observar que a frente da fuselagem não apresenta impacto na resistência gerada, desde que a mesma não seja perpendicular à direção do escoamento.

TABELA 3.6: Análise aerodinâmica *Ansys Fluent* para as várias configurações de fuselagem

Projeto conceptual (Martins, 2021)	
$C_{D(fuselagem)}$	0.003
$C_{D(fuselagem+sensor)}$	0.095
Projeto conceptual	
C_D	0.0067
D	3.23 N
Projeto conceptual com sensor	
C_D	0.03
D	14.2 N
Projeto preliminar	
C_D	0.0126
D	6.08 N

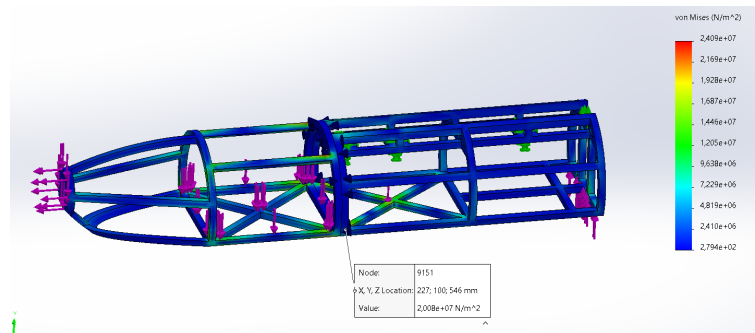


FIGURA 3.13: Análise estrutural SolidWorks estrutura interna fuselagem

Conclui-se que a fuselagem final apresenta um bom compromisso de desempenho comparativamente à configuração do projeto conceptual, com formas facilmente representadas em geometrias simples, facilitando o fabrico.

Em relação à análise estrutural do interior da fuselagem é possível seleccionar o polímero e respetivo preenchimento para as peças que constituem a fuselagem. Estas escolhas encontram-se sumariadas na Tabela 3.7.

TABELA 3.7: Resultados dimensionamento da estrutura da fuselagem

Fuselagem	
σ_{max}	24.01 MPa
Enchimento com polímero PC	60-70%
Enchimento com polímero ABS	80-90%
Massa	
Polímero PC (enchimento 60%)	636g
Polímero ABS (enchimento 80%)	864g

3.5 Propulsão

3.5.1 Potência requerida

O impulso T é calculado através do equilíbrio de forças no eixo longitudinal da aeronave, ou seja, de uma forma simplificada por

$$T = D + W \operatorname{sen}(\theta) , \quad (3.14)$$

onde W é o peso da aeronave e θ o ângulo de subida. Por sua vez, a potência pode ser calculada sabendo a velocidade V da aeronave por

$$P = T V . \quad (3.15)$$

Serão analisados o impulso e a potência necessários para voo cruzeiro e voo de subida por forma a selecionar os componentes do sistema propulsivo. Em voo cruzeiro a aeronave apresenta um ângulo de subida nulo, sendo o Impulso necessário equivalente à força de resistência aerodinâmica produzida pela aeronave em voo cruzeiro.

A força de resistência aerodinâmica produzida em voo cruzeiro é calculada com base nas simulações realizadas em *Ansys fluent* para cada componente nos subcapítulos anteriores, apresentados na Tabela 3.8.

A condição de voo de subida da aeronave é caracterizada por uma velocidade de subida $V_{sub} = 1.2 V_{stall}$ e ângulo de subida dependente da missão da aeronave. Para a operação da aeronave será considerado um ângulo de subida de 5° e 10° , correspondendo a cerca de 11 e 4 minutos de voo, respetivamente, à velocidade de subida, até à altitude cruzeiro (500 m). O voo da aeronave com velocidade próxima

de 1.2 V_{stall} , implica um voo com ângulo de ataque próximo de α_{max} , logo um aumento da força de resistência aerodinâmica produzida. Será então considerado o $C_{D_{max}}$ para o cálculo do impulso necessário ao voo de subida, bem como a densidade do ar ρ ao nível do mar, resultando na seguinte equação

$$P_{sub} = T \times V_{sub} = (1/2 \rho S V_{sub}^2 C_{D_{max}} + W \text{ sen}(\theta)) \times V_{sub} \quad (3.16)$$

O valor de D_{cr} será calculado com base na Equação 2.4 e resultados da Tabela 3.2 e o valor do coeficiente de resistência aerodinâmica na análise aerodinâmica da asa principal devido à divergência de valores de força de resistência aerodinâmica na análise aerodinâmica. O valor de $C_{D_0 \text{ aeronave}}$ será calculado como o somatório da força de resistência aerodinâmica de cada componente e asa principal na condição de $C_L = 0 \Rightarrow \alpha = -1.7$,

$$C_D = \frac{\sum D}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (3.17)$$

O valor de $C_{D_{max}}$ será calculado pelo somatório do resistência aerodinâmica parasita e induzida com a Equação 2.9.

A escolha da propulsão será baseada na potência necessária a manter a velocidade cruzeiro. Sendo que os motores elétricos funcionam com maior eficiência a cerca de 40% , logo será aplicado um fator de rendimento $f.r.=2.5$ para aumentar a eficiência do voo cruzeiro.

Será contabilizada uma eficiência típica e conservadora de 80% do sistema propulsor, contabilizando a capacidade do motor elétrico transformar potencia elétrica em mecânica e do hélice transformar potência mecânica em impulso.

TABELA 3.8: Resistência aerodinâmica da aeronave em voo cruzeiro

$D_{Asa_{C_L=0}}$	5.94 N
$D_{cr_{Asa}}$	9.5 N
$D_{cr_{empenagem}}$	3.02 N
$D_{cr_{fuselagem}}$	6.08 N
D_{cr}	18.6 N
C_{D_0}	0.0208 N
$C_{D_{max}}$	0.108 N

Tendo em conta os resultados apresentados na Tabela 3.9 foi escolhido um motor elétrico com base nos modelos da marca *Spektrum*, apresentado na Figura I.4

3.5. Propulsão

TABELA 3.9: Potência requerida do sistema de propulsão

W (N)	V (m/s)	α_{sub} (°)	T (N)	$\eta_{propulsão}$ (%)	f.r. (-)	P_{motor} (W)
138.9	28	0	18.6	80	2.5	1627.5
138.9	15	5	18.6	80	-	575.6
138.9	15	10	18.6	80	-	801



FIGURA 3.14: Motor elétrico Spektrum Avian 5065-450Kv Outrunner Brushless Motor (*Spektrum Avian 5065-450Kv Outrunner Brushless Motor* s.d.)

em anexo. Foi assim escolhido o modelo **Spektrum Avian 5065-450Kv Outrunner Brushless Motor** (*Spektrum Avian 5065-450Kv Outrunner Brushless Motor* s.d.), Figura 3.14, com as características apresentadas na Tabela 3.10. A escolha incidiu sobre um motor *brushless* (sem escovas) por serem mais eficientes, produzirem maiores velocidades e de baixa manutenção. Incidiu também num motor *outrunner*, no qual os ímãs estão no estator e as bobinas no rotor, sendo que estes produzem maior binário, dissipam bem o calor e necessitam de menos manutenção. (*ATO-Differences Between Outrunner and Inrunner Brushless Motors* s.d.)

TABELA 3.10: Spektrum Avian 5065-450Kv Outrunner Brushless Motor Figura I.4

I_{max}	80 A
P	1800 W
RPM/V	450 KV
m	400 g
Diâmetro	50 mm
Bateria	Lipo 5s a 6s
Hélice	16x6 a 17x8
Valor	140 \$



FIGURA 3.15: FLYFUN V5 ESC (3S-8S) (*FLYFUN V5 ESC (3S-8S) s.d.*)



FIGURA 3.16: Hélice Precision Carbon Fiber hélice 17x8 (*Precision Carbon Fiber hélice 17x8 s.d.*)

Das características do fabricante do motor elétrico é possível escolher o hélice, o ESC (da sigla inglesa *Electronic Speed Controller*, ou variador) e a bateria. O ESC terá de ser no mínimo de 80 A tendo-se optado pelo **FLYFUN V5 ESC (3S-8S)** (*FLYFUN V5 ESC (3S-8S) s.d.*), ilustrado na Figura 3.15, com uma massa de 92 g e custo 63 \$. Sendo as dimensões do hélice aconselhadas de 16x6 a 17x8, será usada uma hélice de 17x8 **Precision Carbon Fiber hélice 17x8** (*Precision Carbon Fiber hélice 17x8 s.d.*), ilustrada na Figura 3.16, com o custo de 23 €.

Após a escolha dos elementos propulsivos segue-se a seleção do sistema de baterias necessária para a autonomia de 2 h definida para a missão por Martins (2021). Será escolhida uma bateria do tipo LiPo devido à sua alta densidade energética e variedade de dimensões. As baterias LiPo são caracterizadas consoante o número de células de 3.7 V cada uma. Será escolhida uma bateria de 6 células (6S), de 22.2 V, aconselhada para o motor elétrico e ESC escolhidos pelo fabricante. A autonomia de voo, t , é avaliada recorrendo à equação baseada na equação $P = v I$,

$$t(h) = \frac{0.001 C v f.s.}{P}, \quad (3.18)$$

onde v é a tensão da bateria, I a intensidade de corrente, C a capacidade energética

3.6. Instrumentação

da bateria em mAh aplicado o fator de 0.001 por forma a obter Ah, *f.s.* o fator de segurança tanto de operação da aeronave para que esta realize a missão com reserva energética, como para proteção das baterias para que não descarreguem totalmente, e P a potencia necessária ao motor propulsor para a condição de voo em análise. A bateria será selecionada consoante a capacidade energética necessária à execução da missão, considerando a potência necessária em voo cruzeiro, com resultados apresentados na Tabela 3.11.

TABELA 3.11: Resultados autonomia da aeronave

	v	t	P	<i>f.s.</i>	C
Voo cruzeiro	22.2 V	2 h	650.9 W	0.9	65162 mAh
Voo subida $\theta = 5$	22.2 V	11 min	575.6 W	-	7418.9 mAh

Sendo que não existem no mercado baterias 6s com capacidade de 65162 mAh, foi escolhida a bateria de 22000mAh, **Bateria LiPo Gens Ace Tattu 22000mAh 22.2V 30C 6S1P AS150+XT150 plug** (*Bateria LiPo Gens Ace Tattu 22000mAh 22.2V 30C 6S1P AS150+XT150 plug s.d.*), com capacidade de descarga 30C, dimensões de 206x91x61 mm e uma massa de 2.5 kg, dando uma autonomia em voo cruzeiro de 45 min. Assim, para que a aeronave tenha uma autonomia próxima das 2h terá de ser equipada com duas das baterias referidas. Este aspeto será analisado posteriormente, no projeto detalhado consoante a estimativa de massa refinada da aeronave.

Sendo que durante a operação da aeronave também é consumida energia elétrica pelo recetor, ESC e servo motores, a energia elétrica para os equipamentos referidos será fornecida por uma bateria com uma capacidade de 3000 mAh. Foi escolhida para o efeito a **Bateria LiPo Gens Ace 3000mAh 6S 22.2V 60C EC5** (*Bateria LiPo Gens Ace 3000mAh 6S 22.2V 60C EC5 s.d.*), com uma capacidade de descarga 60c, 6s com tensão de 22.2 V, dimensões de 140x43x39 mm e massa de 0.469 kg.

3.6 Instrumentação

A escolha dos servo motores responsáveis por atuar nas superfícies de controlo será baseada no binário máximo necessário para atuarem em qualquer condição de voo, sendo avaliado para a condição de voo cruzeiro. Recorreu-se ao software

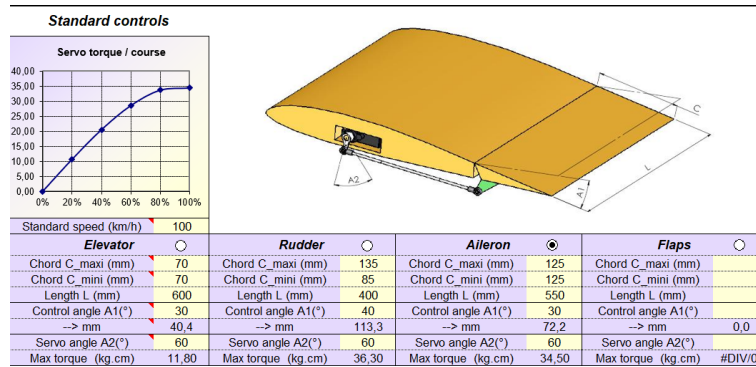


FIGURA 3.17: Resultados de binário máximo necessário para atuação dos servo motores

desenvolvido por *PredimRC* (*PredimRC* s.d.) para o cálculo de binário máximo necessário com os *inputs* de dimensões e amplitude de funcionamento da superfície de controlo, condições de voo e amplitudes de funcionamento do servo motor. Será usado como valor máximo de atuação do servo motor 60° sendo que valores superiores tornam a atuação do servo motor ineficiente. Na Tabela 3.12 são apresentadas as dimensões e deflexão das superfícies de controlo e na Figura 3.17 o resultado do binário máximo necessário para a atuação de cada uma.

TABELA 3.12: Dimensões das superfícies de controlo

-	Ailerons	Rudder	Elevator
$C_{média}$ (cm)	12.5	11	7
l (cm)	55	38.5	67.45
Deflexão máxima (°)	30	40	30

Optou-se pela escolha de servo motores com capacidade de binário máximo de 40 kg.cm para os *ailerons* e *rudder*, enquanto para o *elevator* foi considerado 13 kg.cm, tendo-se escolhido os seguintes modelos:

1. SPYMINNPOO Servo digital de 40 kg.cm (s.d.) binário, com dimensões 40x20x41 mm e massa de 86 g, Figura 3.18
2. Spektrum (Horizon Hobby SPMS614S) (s.d.), com binário máximo de 15 kg.cm, com as dimensões 46x41x20 mm e massa de 68 g, Figura 3.19

Sendo a aeronave em projeto um protótipo com a finalidade inicial de testar a mesma em voo, não será equipada com telemetria, GPS, sensor de velocidade ou tubo de *pitot*, sensor ou câmara para navegação. Será equipada com um recetor que recebe o sinal emitido pelo comando de controlo e consoante o sinal recebido

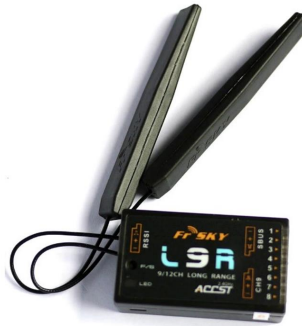


FIGURA 3.20: FrSky Receptor L9R 9ch Alcance Longo (*FrSky Receptor L9R 9ch Alcance Longo* s.d.)

aciona o motor elétrico principal e servo motores. Assim, foi selecionado o receptor *FrSky Receptor L9R 9ch Alcance Longo* (*FrSky Receptor L9R 9ch Alcance Longo* s.d.), Figura 3.20, e o transmissor **FrSky Rádio Taranis X9 Lite White 24ch** (*FrSky Rádio Taranis X9 Lite White 24ch* s.d.). Ambos do mesmo fabricante por forma a reduzir problemas de conexão entre ambos, com um alcance estimado de 3 km. O receptor tem 46.25x26.6x14.2 mm e massa de 19 g, com 9 canais de ligação para servos, motor e bateria.

Visto que a aeronave será testada numa configuração convencional, com configuração triciclo, foi escolhido um trem de aterragem principal, em fibra de carbono com dimensões suficientes para que a aeronave tenha distância ao solo suficiente devido a hélice. O trem de aterragem dianteiro será um tubo de fibra de carbono, com encaixe no interior da fuselagem e furação para as rodas. Foi selecionado o trem de aterragem **Landing Gear for Extra 260 50CC Gas** (*Landing Gear for Extra 260 50CC Gas* s.d.) com altura de 250 mm e massa 170 g, rodas de 75 mm de diâmetro em borracha e tubo fibra de carbono com 18 mm. (*Rodas borracha* s.d.)

3.7 Análise de estabilidade longitudinal

Para efeitos de estabilidade estática da aeronave, foi calculado o valor da margem estática SM , definido pela seguinte equação

$$SM(\%) = \frac{X_{NP} - X_{CG}}{\bar{c}}, \quad (3.19)$$

onde X_{NP} é a posição do ponto neutro, X_{CG} a posição do centro de massa e \bar{c} a corda média aerodinâmica da asa principal (dado ser uma asa retangular, este valor é o mesmo da corda).

Para que a aeronave apresente uma resposta estável quando desequilibrada por fatores externos é necessário que a posição do CG seja à frente do NP, ou seja, margem estática positiva. Quanto maior o valor de SM , mais estável será a aeronave, contudo, uma margem estática excessiva compromete a manobrabilidade da aeronave (Corke, 2003).

O valor de SM encontra-se tipicamente entre 10% a 30%, sendo a aeronave em desenvolvimento não tripulada será aplicado um valor inferior, compreendido entre os 5% a 15%.(Martins, 2021)

Como a margem estática depende apenas da posição do CG e do NP, ambos podem ser alterados por forma a garantir uma margem estática dentro dos valores admitidos. Um método de alterar a posição do NP é alterando a distância longitudinal entre a asa e o estabilizador horizontal. Esta abordagem leva a uma alteração do CG sendo por isso mais prático fixar a posição do NP e construir a aeronave por forma a que a posição do CG permaneça dentro dos limites da margem estática.

A posição do NP será calculada utilizando as seguintes equações, de acordo com (Raymer, 1992),

$$\frac{dC_L}{d\alpha} \frac{(X_{PN} - X_{ac_{m.w.}})}{c} + \frac{dC_{L_{est}}}{d\alpha} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right) \frac{S_{est}}{S} \left(\frac{X_{PN} - X_{ac_{est}}}{c}\right) = 0, \quad (3.20)$$

$$\frac{dC_L}{d\alpha} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + (AR\beta)^2 \left(1 + \frac{(\tan\lambda_{t/c})^2}{\beta^2}\right)}}, \quad (3.21)$$

$$\beta = \sqrt{1 - M^2}, \quad (3.22)$$

considerando:

1. $\frac{dC_L}{d\alpha}$ dado pela Equação 3.21) e considerando:
 - (a) AR como o alongamento da asa principal ou estabilizador horizontal
 - (b) β definido pela Equação 3.22, sendo M o número de Mach
 - (c) $\lambda_{t/c}$, o valor da flecha da asa principal ou estabilizador horizontal
2. X_{ac} a posição longitudinal do centro aerodinâmico da asa principal ou estabilizador horizontal, calculado no respetivo estudo aerodinâmico (será considerado como referência o bordo de ataque da asa principal sendo que o comprimento da fuselagem irá variar por forma a corrigir o CG, com uma distância ente bordo de ataque da asa principal e o estabilizador horizontal de 1449 mm definido por Martins (2021))

3. c a corda da asa principal
4. $\frac{dC_{L_{est}}}{d\alpha}$ calculado pela Equação 3.21 para o estabilizador horizontal
5. $\frac{d\epsilon}{d\alpha}$ nulo visto se desprezar o *downwash* no estabilizador horizontal pela asa principal, devido à configuração em T da cauda da aeronave.
6. $\frac{S_{est}}{S}$ o rácio entre a área alar do estabilizador horizontal e a asa principal

Na Tabela 3.13 consta o resultado do cálculo do NP e do intervalo de valores da posição do CG por forma a garantir a estabilidade estática da aeronave.

TABELA 3.13: Resultado estabilidade estática longitudinal da aeronave

$X_{ac\ w}$	122.5 mm
S	1.5 m ²
AR_{asa}	6
$Mach$	0.0816
β	0.997
$\lambda_{t/casa}$	0°
$\frac{dC_{L\ asa}}{d\alpha}$	4.538
$X_{ac\ w}$	84 mm
l_{tail}	1449 mm
S_{est}	0.324 m ²
AR_{est}	5.61
$\lambda_{t/cest}$	5°
$\frac{dC_{L_{est}}}{d\alpha}$	4.428
X_{PN}	374.2 mm
SM_{max}	15 %
SM_{min}	5 %
X_{CGmin}	299.2 mm
X_{CGmax}	349.2 mm

Para garantir a estabilidade longitudinal estática da aeronave, é necessário garantir que a posição do CG da aeronave se mantém no intervalo $299.2\text{ mm} < X_{CG} < 349.2\text{ mm}$ com o bordo de ataque da asa principal como referência.

Tendo a aeronave um *payload* de 2.5 kg na fuselagem, será avaliado o impacto do mesmo na posição do CG da aeronave com e sem *payload*, para que possa existir liberdade de escolha do que equipa a aeronave desde que colocado na posição denominada para o efeito e com a massa dentro dos limites definidos.

A posição do CG será determinada com recurso ao software SolidWorks, no qual será executado o desenho CAD do projeto preliminar, com as massas de

3.7. Análise de estabilidade longitudinal

cada peça e componente definidas e colocadas na respetiva posição. No desenho CAD em SolidWorks não será considerada a massa e posição dos cabos a utilizar, fixações por aparafusamento ou outros métodos como colagem ou com rebites devido ao insignificante impacto dos mesmos. Durante a construção da aeronave também poderão ocorrer variações de massas dos componentes devido a imperfeições na deposição das fibras ou de preparação dos moldes com espuma poliestireno.

A posição do ponto CG será corrigida com a deslocação da fuselagem de modo a que com ou sem sensor, a aeronave apresente uma condição estável. Após determinação da posição da fuselagem em relação à caixa de torção, será posicionado o aparafusamento entre ambos. Após a posição da fuselagem definida, será utilizada a extremidade frontal da mesma como ponto de origem do referencial de eixos da aeronave.

Como referido anteriormente, com o projeto paralelo de aplicação de painéis fotovoltaicos (p.f.) no extradorso da asa principal para melhorar o desempenho da aeronave, será também avaliado o impacto dos mesmos na estabilidade longitudinal da aeronave. A dimensão dos painéis solares é irrelevante para esta análise dado que apenas está a ser avaliado o impacto na posição longitudinal do CG, logo os mesmos apenas têm de estar posicionados corretamente ao longo da corda da asa principal. Uma vez que a massa dos painéis será no máximo de 4 kg, excedendo o *payload* da aeronave, não será possível utilizar sensor ou terá de se utilizar um sensor de reduzida massa e dimensões. Resultado dos painéis serem colocados com uma posição do seu CG próximo do CG da aeronave, prevê-se que os mesmos não terão impacto significativo na posição longitudinal do CG da aeronave.

Como resultado foi determinado que o bordo de ataque da aeronave estará na posição $x = 251$ mm segundo o eixo longitudinal. Na tabela 3.14 é apresentado o deslocamento da posição do CG para as diferentes configurações da aeronave.

TABELA 3.14: Previsão posição longitudinal do CG da aeronave

$X_{CG_{min}}$	550.2 mm
$X_{CG_{max}}$	600.2 mm
$X_{CG_{empty}}$	574.12 mm
$X_{CG_{maxpayload}}$	564.85 mm
$X_{CG_{com\ p.f.}}$	560.27 mm

Capítulo 4

Projeto Detalhado

Nesta fase de projeto será definida a configuração, desempenho, a propulsão, estrutura, instrumentação da aeronave bem como todos os materiais a serem usados. É então realizado o detalhe do método de fabrico da aeronave, desde a aquisição do material, o método de fabrico de cada componente, a escolha do tipo de união entre componentes, a montagem de toda a aeronave e a elaboração de ferramentas necessárias à sua montagem, manutenção ou operação.

O produto desta fase de projeto será a documentação necessária para a construção da aeronave, com auxílio de desenhos técnicos e descrição da montagem da mesma.

Nesta fase de projeto foi realizado o desenho virtual do primeiro protótipo da aeronave com recurso a CAD por forma a facilitar a visualização, alterações, análise de compatibilidade entre componentes e ilustração do projeto detalhado final da aeronave.

4.1 Aquisição de material

No dimensionamento da estrutura primária dos componentes da aeronave foi considerada a existência no mercado, em termos de dimensões, de tubo de fibra de carbono e encaixes, bem como para a instrumentação e propulsão da aeronave.

Na figura A.1 e A.2 são dispostos o orçamento para o diverso material para a construção de um prototipo, totalizado em 3339,54€. De notar que o valor para a construção do primeiro prototipo tem em conta uma estimativa dos materiais necessários para a construção de uma aeronave, podendo ser necessário um acréscimo ao valor, principalmente no caso da ocorrência de falhas no fabrico de componentes em material compósito bem como parafusos, cola, verniz, entre outros materiais não descritos.

No capítulo anterior foi selecionado material, principalmente associado à instrumentação da aeronave por forma a elaborar uma estimativa de massa dos mesmos para dar continuidade ao trabalho antes da receção do orçamento, o qual foi elaborado tendo por base os equipamentos selecionados.

4.2 Construção da aeronave

Sendo um dos requisitos da aeronave ser modular, ou seja, desmontável em frações por forma a facilitar o seu transporte e armazenamento, a mesma foi dividida em 4 secções principais: fuselagem, cauda, semi-asa esquerda e semi-asa direita. Com a estrutura primária dimensionada de modo a obter a resistência estrutural necessária, nesta fase do projeto é idealizado como será construída cada uma das secções da aeronave e as ligação entre si.

Sendo que a ligação entre estas secções se dá por encaixe de tubos de fibra de carbono, em que o diâmetro interior de um tubo é igual ao diâmetro exterior do outro, a fixação dos mesmos será efetuada com parafuso e porca na ligação à cauda e com um pino em fibra de carbono na fixação das asas.

Para não danificar os tubos em fibra de carbono, nos pontos de furação será introduzido um *insert* em polímero impresso.

Devido a vários fatores foi decidido não se iniciar a construção, principalmente por falta de tempo para finalizar a construção com a demora prevista para aquisição de todo o material necessário. Ainda assim, para perspetivar os processos de construção foi elaborado o corte de espuma XPS com máquina de corte a fio quente para elaboração de um modelo à escala 1:2, sem capacidade para efetuar voo.

Assim, com o auxílio de elementos do projeto ATLAS e com a máquina de corte fio quente do núcleo AeroTec, nos laboratórios do IST, foi efetuado o corte dos vários componentes para efetuar um modelo em espuma XPS com resultado na Figura 4.1 . Para isso foi necessário elaborar um modelo CAD em SolidWorks, com as correções necessárias a um produto final que apresente as dimensões pretendidas, sendo que o fio efetua um corte com cerca de 1.5mm de espessura da sua linha de passagem. O mesmo é exportado em formato .dxf para o Software Jedicut. Através do software Jedicut foi criado o ficheiro GCODE e prevista a linha de corte do fio quente para a asa, estabilizadores e fuselagem. Para o fabrico do prototipo estes componentes serão posteriormente usados como molde ou core para fabrico de componentes em material compósito, com reforço em fibra de carbono.

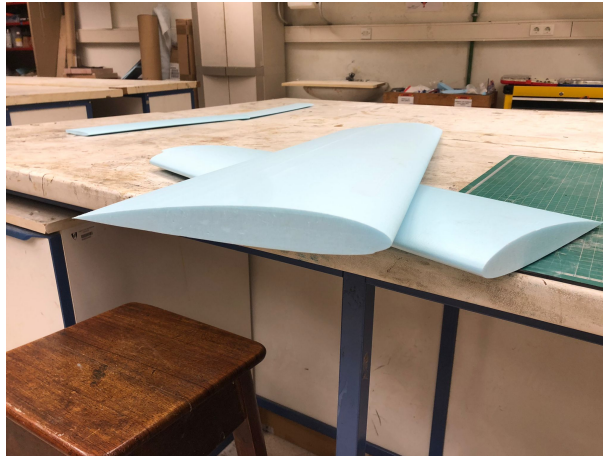


FIGURA 4.1: Asa em espuma XPS com cote fio quente

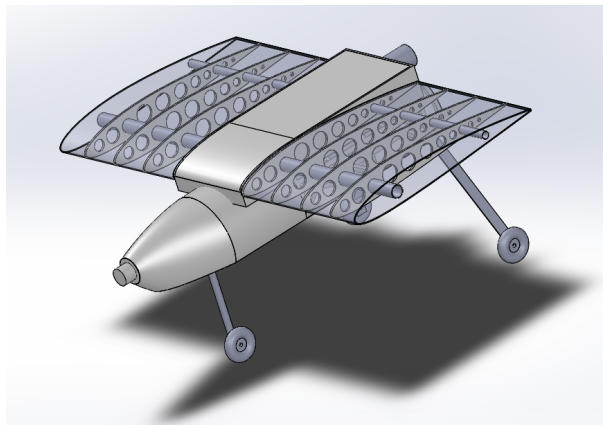


FIGURA 4.2: Secção central da aeronave

Secção principal

À secção central será introduzido um componente, caixa de torção, por forma a efetuar a ligação com a asa principal, *tail boom* e fuselagem. Este componente terá a forma aerodinâmica do extradorso da asa. Será adicionada à envergadura da asa principal a dimensão da caixa de torção (230 mm) para que toda a envergadura da asa principal crie sustentação, como deduzido no estudo aerodinâmico.

A secção principal é constituída pela fuselagem, caixa de torção, longarinas da asa principal, parte da asa principal e *tail boom*, conforme ilustrado na Figura 4.2.


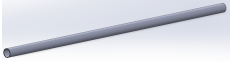


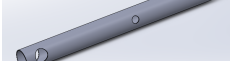





Cada componente desta secção será construído e montado da seguinte forma:

1. Caixa torção: Será fabricada em fibra de carbono com core de madeira contraplacada de 5 mm de espessura, cortada em CNC, aparafusada e revestida com duas camadas de tecido fibra de carbono. A face correspondente ao extradorso

da asa será fabricada com duas camadas de tecido de fibra de carbono com molde Espuma XPS e aparafusada com encaixes em L em fibra de carbono à caixa de torção.

2. Fuselagem: Toda a estrutura interna será fabricada em polímero PC numa peça única com recurso a impressora 3D de um eixo infinito. Como definido anteriormente, será usado um enchimento de 70 %. Esta estrutura terá 6 acoplamentos à caixa de torção com parafusos e porca.
3. Revestimento da fuselagem: O revestimento da fuselagem será fabricado com duas camadas de fibra de carbono num molde realizado em espuma XPS. O molde do revestimento frontal será elaborado em polímero com método FDM devido à sua forma irregular.
4. Asa principal: A asa principal será composta por duas longarinas com 1000 mm de comprimento. As nervuras da secção central serão em madeira balsa cortada em CNC, com espuma XPS nos seus intervalos por forma a revestir com uma camada de tecido de fibra de carbono.
5. O *tail boom* em tubo de fibra de carbono será furado por forma a que as longarinas da asa atravessem o mesmo. Será realizada uma peça em polímero PC por FDM com a finalidade de fixação entre longarinas, *tail boom* e caixa de torção.

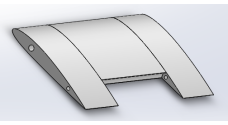
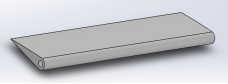
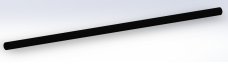

TABELA 4.1: Componentes secção principal

Figura	Peça	Material	Massa	Desenho
	Nervura	Madeira Balsa	10 g	Fig. A.8
	Longarina Primária	Tubo fibra de carbono	150 g	Fig. A.4
	Longarina Secundária	Tubo fibra de carbono	97 g	Fig. A.4
	Tail Boom	Tubo fibra de carbono	480 g	Fig. A.6
	Revestimento asa principal	Fibra de carbono (2 camadas)	1200 g	Fig. A.4
	Caixa torção	Fibra de carbono (2 camadas) com core madeira contraplacado	550 g	Fig. A.4
	Porta visita caixa torção	Fibra de carbono (2 camadas)	25 g	Fig. A.4
	Preenchimento entre nervuras	Espuma poliestireno	64.3 g	Fig. A.4
	Estrutura interna fuselagem	Polímero ABS ou PC	1050 g	Fig. A.7
	Revestimento Fuselagem	Fibra de carbono (2 camadas)	200 g	Fig. A.7

Asa

As semi-asas, esquerda e direita, serão fabricadas em espuma XPS com duas nervuras em madeira balsa em cada extremidade da cavidade do *aileron*. O *aileron* será realizado em espuma XPS e ambos os componentes revestidos com uma camada de tecido de fibra de carbono. A asa terá uma cavidade com uma peça em polímero PC para a colocação do servo motor do *aileron*. O *push rod* e *control horn* serão adquiridos no mercado.

TABELA 4.2: Componentes asa principal

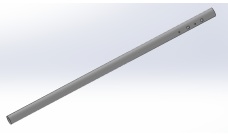
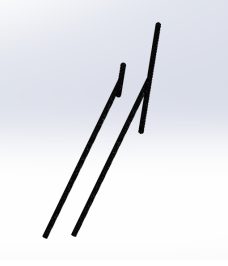
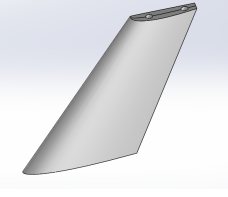
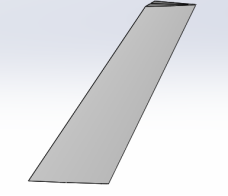
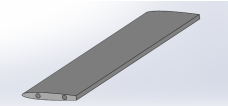
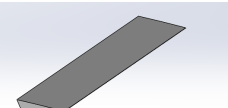
Figura	Peça	Material	Massa	Desenho
	Revestimento e preenchimento da asa	Espuma poliestireno e fibra de carbono (1 camada)	1140 g	Fig. A.5
	Aileron	Espuma poliestireno e fibra de carbono (1 camada)	154 g	Fig. A.5
	Longarina primária	Tubo fibra de carbono	125 g	Fig. A.5
	Longarina secundária	Tubo fibra de carbono	91 g	Fig. A.5

Empenagem

Ambos os estabilizadores serão fabricados em espuma XPS, revestidos com uma camada de tecido de fibra de carbono e reforçados no interior com tubo de fibra de carbono. A ligação entre os dois tubos interiores dos estabilizadores será com uma união T fabricada em polímero PC por FDM. O *tail boom* será furado e reforçado no interior dos furos com peças em polímero PC. Estes furos têm a finalidade de fixar uma nervura em madeira balsa na raiz do estabilizador vertical, por aparafusamento e inserção das longarinas do estabilizador vertical no *tail boom*. Após a montagem da mesma, a raiz do estabilizador vertical e do *tail boom* será revestida com tecido de fibra de carbono, sendo que a mesma, após fabrico, ficará uma peça única não desmontável.

Na figura A.3 são apresentadas as dimensões principais da aeronave com 2317 mm de comprimento, 3230 mm de envergadura e 823 mm de altura., com uma massa estimada de 10,8 kg, sem carga.

TABELA 4.3: Componentes secção principal

Figura	Peça	Material	Massa	Desenho
	Tail Boom	Tubo fibra de carbono	480 g	Fig. A.6
	Estrutura primária empennagem	Tubo fibra de carbono	200 g	Fig. A.6
	Estabilizador Vertical	Espuma poliestireno e fibra de carbono (1 camada)	135 g	Fig. A.6
	Leme	Espuma poliestireno e fibra de carbono (1 camada)	63 g	Fig. A.6
	Estabilizador horizontal	Espuma poliestireno e fibra de carbono (1 camada)	270 g	Fig. A.6
	Profundor	Espuma poliestireno e fibra de carbono (1 camada)	38 g	Fig. A.6

Capítulo 5

Conclusões

Na presente dissertação desenvolveu-se o projeto de um veículo aéreo não tripulado de baixo custo com o objetivo de ampliar as capacidades operacionais da Marinha Portuguesa.

Com base na metodologia clássica de projeto de aeronaves e partindo do projeto conceptual, no qual foram definidos os requisitos e limitações, iniciou-se o projeto preliminar. Com o estudo do método clássico de construção de aeronaves, seus componentes estruturais e uma análise metódica dos vários materiais tipicamente usados na indústria aeroespacial, com análise de disponibilidade no mercado, custo, método de fabrico resistência mecânica.

Optou-se por projetar a aeronave com recuso a material compósito (matriz de fibra de carbono e resina epoxi), polímero recorrendo a manufatura aditiva, madeira balsa, contraplacado e poliestireno extrudido. Do estudo dos materiais deduz-se que a fibra de carbono é o material que apresenta o rácio tensão cedência/densidade mássica mais elevado. O poliestireno extrudido, outro material utilizado para a construção de pequenas aeronaves, apresenta uma baixa densidade mássica e um baixo custo. Os componentes em polímero obtidos através de manufatura aditiva, apresentam vantagens na facilidade de fabrico, baixo custo e principalmente grande liberdade de forma das peças, tornando possível o fabrico com elevado detalhe. Ainda assim, a tensão de cedência é distante da dos materiais compósitos e o reforço do polímero com fibras de carbono ou nylon aumenta significativamente o custo de produção.

O produto final do projeto assenta nos resultados obtidos através de análises aerodinâmicas e estruturais. Dos quais se conclui da análise aerodinâmica de convergência de malha que o valor de coeficiente de sustentação converge com diferenças relativas menores com o refinamento da malha, enquanto o coeficiente de

resistência aerodinâmica converge mais dificilmente, com diferenças relativas a iniciar na ordem dos 40 %. Ao simular a asa finita com efeito de perda de eficiência na extremidade da asa, revela um significativo impacto na eficiência da asa para produzir força de sustentação, muito em parte por ser uma asa retangular. Assim foi corrigido o ângulo de ataque cruzeiro da asa e determinada a respetiva força de resistência aerodinâmica.

A força de resistência aerodinâmica produzida pelos restantes componentes foi estimada por forma a determinar a potência necessária em voo cruzeiro de forma a permitir a escolha do motor elétrico, ESC e hélice mais apropriados.

A análise da estabilidade longitudinal estática revelou-se necessária para corrigir a posição do CG, com a deslocação da fuselagem, por forma obter uma aeronave estável. Assim recorreu-se ao CAD em SolidWorks da aeronave por forma a ter uma estimativa refinada da posição do CG, com toda a estrutura da aeronave, dimensões e materiais definidos.

É de salientar que após o dimensionamento da aeronave, os resultados obtidos foram apresentados e discutidos com elementos do projeto ATLAS do núcleo AeroTec do IST, com larga experiência em construção de protótipos de aeronaves. Foram recolhidos importantes contributos, principalmente a nível de limitações dos materiais escolhidos.

Há a referir que o ambicioso objetivo da construção do protótipo funcional da aeronave não foi atingido devido a vários fatores, principalmente pelo tempo disponível após o desenvolvimento prévio necessário para a aquisição de material não ter sido considerado suficiente para a aquisição do mesmo e fabrico da aeronave. Sendo necessário um investimento de grande escala, não poderia ocorrer a mínima possibilidade do projeto não ser concluído.

Por fim, o produto do projeto detalhado é uma aeronave pronta a ser construída com todos os componentes e respetivas peças dimensionadas e descrito o respetivo processo de fabrico e montagem. Nesta fase deu-se prioridade à descrição da construção da aeronave, justificada pelos anteriores passos do projeto.

5.1 Trabalhos futuros

Sendo que as várias fases de projeto clássico de aeronaves estão realizadas, o próximo passo será construir a aeronave, realizar testes, otimizar e equipar a mesma.

Os testes a realizar antes de ensaios de voo seriam, por exemplo, o balanceamento da hélice, 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. Em termos de otimização, poderá incluir desde adição de dispositivos de ponta de asa, alteração da asa para diminuir a força de resistência aerodinâmica, adição de *flaperons* e *flaps* para diminuir a velocidade de perda ou até alteração dos requisitos iniciais da aeronave, com alteração da velocidade cruzeiro por forma a aumentar a autonomia da mesma.

Futuramente e paralelamente a este trabalho deverá ser estudada a possibilidade de equipar a aeronave com capacidades VTOL por forma a possibilitar e facilitar a operação da aeronave nos navios da MP ou diferentes teatros de operação.

Outra vertente de trabalho seria o desenvolvimento de instrumentação e sensores da aeronave. Assim a mesma poderia ter capacidades de voo autónomo ou auxiliado por piloto automático, ou capacidade de deteção autónoma pelos sensores. A aquisição de sensores seria outro ponto de desenvolvimento do presente projeto

Bibliografia

- (S.d.). URL: https://www.amazon.es/dp/B09S5XPFGP/ref=sr_1_1_sspa?keywords=servo+40+kg&qid=1685378890&s=toys&prefix=servo+40%5C%2Ctoys%5C%2C128&sr=1-1-spons&sp_csd=d2lkZ2V0TmFtZT1zcF9hdGY&psc=1&smid=A2I39Y0GS2P02G.
- (S.d.). URL: https://hobbyking.com/en_us/corona-ds558hv-digital-metal-gear-servo-14kg-58g-0-18-sec.html.
- Anderson, John David (1999). *Aircraft Performance and Design*. McGraw-Hill.
- (2017). *Fundamentals of Aerodynamics*. sixth. McGraw-Hill Education. ISBN: 978-1-259-12991-9.
- Andersson, Bengt, Ronnie Andersson, Love Hakansson, Mikael Mortensen, Rahman Sudiyo e Berend van Wachem (2012). *Computational Fluid Dynamics for Engineers*. Cambridge University Press. ISBN: 978-1-107-01895-2.
- Ansys, Inc. (20). *Ansys Fluent Theory Guide*.
- ATO-Differences Between Outrunner and Inrunner Brushless Motors* (s.d.). URL: <https://www.ato.com/differences-between-outrunner-and-inrunner-brushless-motors>.
- Austin, Reg (2010). *Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment*. Wiley. ISBN: 978-0-470-05819-0.
- Bateria LiPo Gens Ace 3000mAh 6S 22.2V 60C EC5* (s.d.). URL: <http://entrettem.pt/baterias/11548-Bateria-Lipo-Gens-Ace-3000mAh-6S-222V-60C-EC5.html>.
- Bateria LiPo Gens Ace Tattu 22000mAh 22.2V 30C 6S1P AS150+XT150 plug* (s.d.). URL: <http://entrettem.pt/baterias/13237-Bateria-Lipo-Gens-Ace-Tattu-22000mAh-222V-30C-6S1P.html>.
- Beer, Ferdinand P., E. Russell Johnston, John T. Dewolf e David F. Mazurek (2006). *Mechanics of materials*. sixth. McGraw-Hill.
- Brandt, Steven, Randall Stiles, John Bertin e Ray Whitford (2004). *Introduction to Aeronautics: A Design Perspective*. second edition. Aiaa Education Series. ISBN: 978-1-62410-327-8.
- CamJIC. Comparison of typical 3D printing materials*. (S.d.). URL: <http://2015.igem.org/wiki/%20images/2/24/CamJIC-Specs-Strength.pdf>.

- Corke, T. C. (2003). *Design of Aircraft*. Upper Saddle River, NJ, USA: Prentice Hall. ISBN: 0-13-089234-3.
- Costa, Ricardo Teixeira da (2021). «Desenvolvimento de um UAV com aplicação de Otimização Topológica para Impressão 3D». Tese de mestrado. Instituto Supeio Técnico, Lisboa.
- Diário de Notícias* (s.d.). URL: <https://www.dn.pt/edicao-do-dia/30-set-2020/drones-falharam-a-forca-aerea-e-marinha-comprou-sistema-igual-por-quase-o-triplo-do-preco-12776680.html>.
- Ekşi, S. e K. Genel (2017). «Comparison of Mechanical Properties of Unidirectional and Woven Carbon, Glass and Aramid Fiber Reinforced Epoxy Composites». Em: DOI: 10.12693/APhysPo1A.132.879.
- FAP (2008). *Estruturas e Sistemas de Aeronaves*. Centro de Formação Militar e Técnica.
- Félix, L., Santos e Vieira (2015). «Valores de b-basis para wet layup fibras de carbono bi-direccionais de 90 gramas/m²». Tese de mestrado. Academia da Força Aérea Portuguesa.
- Ferziger, J. H., M. Peric e R. L. Street (2002). *Computational methods for fluid dynamics*. Vol. 3. Springer.
- FLYFUN V5 ESC (3S-8S)* (s.d.). URL: <https://www.hobbywingdirect.com/collections/flyfun-v5-series-3-8s/products/flyfun-v5-esc-3s-6s?variant=31797702929>.
- Fonseca, Lorano (2019). «PROJETO ESTRUTURAL E CONSTRUÇÃO DA LONGARINA DE AERONAVE UTILIZANDO COMPÓSITO CARBONO/VIDRO E MADEIRA Balsa». Tese de mestrado. UNIVERSIDADE FEDERAL RURAL DO SEMI-ÁRIDO.
- FrSky Rádio Taranis X9 Lite White 24ch* (s.d.). URL: <https://hpmodelismo.com/pt/radios-receptores/23445-TARX9LITEW-8554888743156.html>.
- FrSky Receptor L9R 9ch Alcance Longo* (s.d.). URL: <https://hpmodelismo.com/pt/radios-receptores/21973-L9R-8423548678475.html>.
- Hollmann, Martin (2003). *Composite Aircraft Design*. fourth edition. Aircraft Designs.
- Hossein Rahmani, S. Heydar Mahmoudi Najafi e Alireza Ashori (2014). «Mechanical performance of epoxy/carbon fiber laminated composites». Em: *Journal of Reinforced Plastics and Composites*.
- Huang, Zheng-Ming e Ye-Xin Zhou (2011). *Strength of fibrous composites*. Springer. ISBN: 1995-6819.

- Javaherchi, Teymour (2010). «Review of Turbulence Model and its Modifications». Em.
- Lachnit, Marco A., Amanda M. Santos e Ruth M. C. Santana (2015). «Toughening ABS/PA6 Blend: Mechanical Properties». Em.
- Landing Gear for Extra 260 50CC Gas* (s.d.). URL: https://hobbyking.com/pt_pt/carbon-fiber-landing-gear-for-extra-260-50cc-gas.html.
- Lovo, João F. e Carlos A. Fortulan (2016). «ESTUDO DE PROPRIEDADES MECÂNICAS E ANISOTROPIA EM PEÇAS FABRICADAS POR MANUFATURA ADITIVA TIPO FDM». Em.
- Martins, Joel (2021). «Projeto de um Veículo Aéreo Não Tripulado de baixo custo para ampliar as capacidades operacionais da Marinha Portuguesa». Tese de mestrado. Escola Naval.
- Megson, Thomas Henry Gordon (2013). *Aircraft Structures for engineering students*. fifth. Butterworth-Heinemann. ISBN: 978-0080969053.
- Melo, Henrique Gouveia e (2019). *Cadernos Navais - Uma Marinha útil e minimamente significativa Para Portugal no início do séc. XXI*. sixth. Centro de Estudos Estratégicos da Marinha.
- Newman, Dava (2001). *Interactive Aerospace Engineering and Design*. McGraw-Hill. ISBN: 978-0072348200.
- Niu, Michael C. (1999). *Airframe Stress Analysis and Sizing*. second edition. Adaso/Adastra Engineering Center.
- Noticias Marinha Portuguesa* (s.d.). URL: <https://www.marinha.pt/pt/media-center/Noticias/Paginas/0-futuro-prepara-se-hoje.aspx>.
- Pandzic, Adi e Damir Hodzic (2021). «Mechanical properties comparison of PLA, tough PLA and PC 3D printed materials with infill structure – Influence of infill pattern on tensile mechanical properties». Em: DOI: doi:10.1088/1757-899X/1208/1/012019.
- Pereira, Ivo Alexandre Brás Barroso (2010). «Escoamento Turbulento em Torno de um Cilindro a Baixo Número de Reynolds - Comparação entre Modelos de Turbulência». Tese de mestrado. Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto.
- Portuguesa, Marinha (2018). *Diretiva Estratégica da Marinha 2018 (DEM 2018)*. Lisboa: Gabinete do Chefe do Estado-Maior da Armada.
- (2022). *Diretiva Estratégica da Marinha 2022 (DEM 2022)*. Lisboa: Gabinete do Chefe do Estado-Maior da Armada.
- Precision Carbon Fiber hélice 17x8* (s.d.). URL: https://hobbyking.com/en_us/master-airscrew-propeller-12x8-1pc-1.html.

- PredimRC* (s.d.). URL: https://jivaro-models.org/predim_rc/page_predim_rc_en.htm#gsc.tab=0.
- Raymer, Daniel P. (1992). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. American Institute of Aeronautics e Astronautics, Inc.
- Reddy, O. O. Ochoa J. N. (1992). *Finite element analysis of composite laminates*. Kluwer Academic Publishers.
- Rezende, Mirabel C. (2007). «Fractografia de Compósitos Estruturais». Em: *Polímeros: Ciência e Tecnologia*.
- Rodas borracha* (s.d.). URL: https://hobbyking.com/pt_pt/scale-alloy-hub-rubber-wheel-3-0inch.html.
- Santos Ribeiro, Herisson dos, José Felipe Nobre de Melo e Raimundo Carlos Silveiro (2012). «ANÁLISE DAS PROPRIEDADES MECÂNICAS DE DUAS MADEIRAS BALSA DE USO EM AEROMODELOS». Em.
- Seethararn, H. C., E. J. Rodgers e W. H. Wentz (1977). «Experimental Studies of Flow Separation of the NACA 2412 Airfoil at Low Speeds». Em: *NASA Langley Research Center*.
- Spektrum Avian 5065-450Kv Outrunner Brushless Motor* (s.d.). URL: <https://www.spektrumrc.com/product/avian-5065-450kv-outrunner-brushless-motor/SPMXAM4770.html>.
- Tomboulides, A., S. Aithal, P. Fischer, E. Merzari, A. Obabko e D. Shaver (2018). «A novel numerical treatment of the near-wall regions in the k- class of rans models». Em: *International Journal of Heat and Fluid Flow*. DOI: 10.1016/j.ijheatfluidflow.2018.05.017.
- Tratado do Atlântico Norte (OTAN), Organização do (2019). *AEP-4671 - Unmanned Aircraft Systems Airworthiness Requirements (USAR). B. Versão 1*.
- Versteeg, H. K. e W. Malalasekera (2007). *An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method*. Pearson education.
- Wright, J.R. e J.E. Cooper (2015). *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads*. Aerospace Series. Wiley. ISBN: 9781118488010.
- Zhao, Banghua (2016). «Analysis of composite plates by using mechanics of structure genome and comparison with ANSYS». Tese de mestrado. Purdue University.

Apêndice A - Apêndice

Boa tarde,

Enviamos o orçamento para o seguinte material:

FIGURA A.1: Orçamento Loja da fibra de carbono-Oxyblack

1º Orçamento – Tubos de Fibra de Carbono

Designação	Total s/ IVA
1x diâmetros (ext / Int) de 31x28mm, comprimento 1m	Não existe disponível
(Alternativa) 1x diâmetros (ext / Int) de 32x29mm, comprimento 1m	75€
(Alternativa) 1x diâmetros (ext / Int) de 32x28mm, comprimento 1m	895€
(Alternativa) 1x diâmetros (ext / Int) de 30x26mm, comprimento 1m	73€
(Alternativa) 1x diâmetros (ext / Int) de 30x27mm, comprimento 1m	70€
1x Diâmetro 18x16mm, espessura 1mm, comprimento 1m	26€
1x Diâmetro 50x46,5mm , comprimento 2m	246€
3x Diâmetro 14 mm, espessura 1mm, comprimento 1m	75€
2x Diâmetro 27 mm, espessura 1mm, comprimento 1.5m	183€
3x Diâmetro 16 mm, espessura 1mm, comprimento 1m	77€
1x Diâmetro 18 mm, espessura 1mm, comprimento 1m	26€
Total 1º Orçamento (sem considerar Alternativa)	633€

2º Orçamento

Designação	Total s/ IVA
Tecido fibra carbono 1m x 15m (TWILL 200g)	387€
Epóxi 3kg + Endurecedor	105€
Saco de vácuo 0.9 por 13m	52€
Filme perfurado 6m	14€
Pell ply 1m x 10m	33€
Manta para vácuo / Absorvente 1m x 7	13€
4 rolos de fita para vedar sacos de vácuo	36€
3 válvulas para vácuo	275€
Total 2º Orçamento	915€



FIGURA A.2: Orçamento HPModelismo - Pedido de Cliente Nº 441

Hanner & Hanniel Unipessoal Lda

AVENIDA DE MADRID Nº 19 F

1000-194 LISBOA

Tel: 210991458

info@hpmodelismo.com

Capital Social: 5 000,00€ 509198520

Registada na C.R.C. 1º CRPC LOURES

Exmo.(s) Senhor(es)

José Pedro Lopes Rodrigues

Base Naval do Alfeite - Engenharia Naval - Ramo Mecânica

0000-000

-- 2023B01/441

Data: 10.08.2023 Contribuinte: Cliente: 54792 Tel: 914 707 567 Transporte: V/ Viatura Página 1 de 1

Referência	Descrição	Qtt	Uni	Preço	Valor Liquido	IVA
	Motor Spitz HP (SP-C5065-07)	1,0		56,90€	56,90€	23,00%
	Variador (Hobbywing 30203900-100A)	1,0		95,90€	95,90€	23,00%
	Servo Savox (SV0236MG) Jumbo 40Kg	3,0		75,90€	75,90€	23,00%
	Servo Savox (SW0231MG) Standard 15Kg	2,0		43,90€	43,90€	23,00%
	Lipo (GensAce Tattu 6S-23000Mah)	1,0		590,00€	590,00€	23,00%
	Recetor HP (FrSky X8R-SB)	1,0		54,90€	54,90€	23,00%
	Comando HP (Taranis X9)	1,0		109,90€	109,90€	23,00%
	(Tren Carbono YC-22)	1,0		57,00€	57,00€	23,00%
	Rodas (Du-Bro DU300T) Par	2,0		11,20€	11,20€	23,00%
	Horns (Du-Bro DU866)	4,0		16,40€	16,40€	23,00%
	Links (G-Force 2145-002) 2Pcs	4,0		3,50€	3,50€	23,00%
	Rods Varão de aço 3mm HP (519.3,0)	3,0		2,90€	2,90€	23,00%
	Afinadores M3	4,0		0,55€	0,55€	23,00%
	Balsa 5mm HP (504.C.5)	5,0		4,50€	4,50€	23,00%
	Contraplacado 5x247x498mm HP (240905)	1,0		10,50€	10,50€	23,00%
	Cabo tripolar HP (MU504045)	10,0		0,95€	0,95€	23,00%

Software PHC - Emitido por programa certificado nº 0006/AT (20230114.38700)-Este documento não serve de fatura

Incidência	Taxa IVA	Valor IVA		
	0,00%		TOTAL BRUTO	1 435,50
	6,00%		DESCONTO	
	13,00%		TOTAL LIQUIDO	1 167,07
1 167,07	23,00%	268,43	TOTAL IVA	268,43
			TOTAL PORTES	1 435,50
			** TOTAL **	1 435,50

FIGURA A.3: Dimensões aeronave

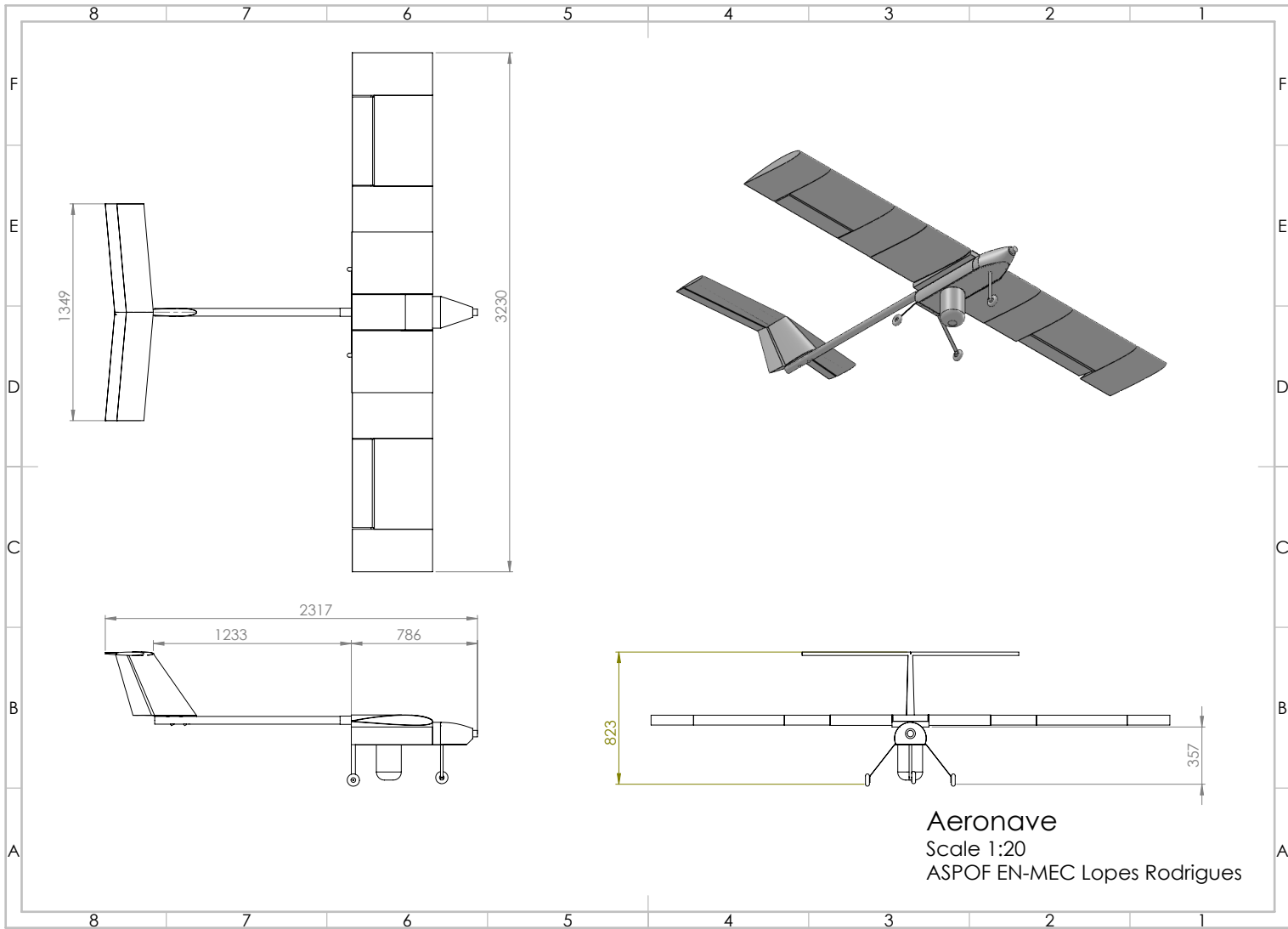


FIGURA A.4: Dimensões secção central

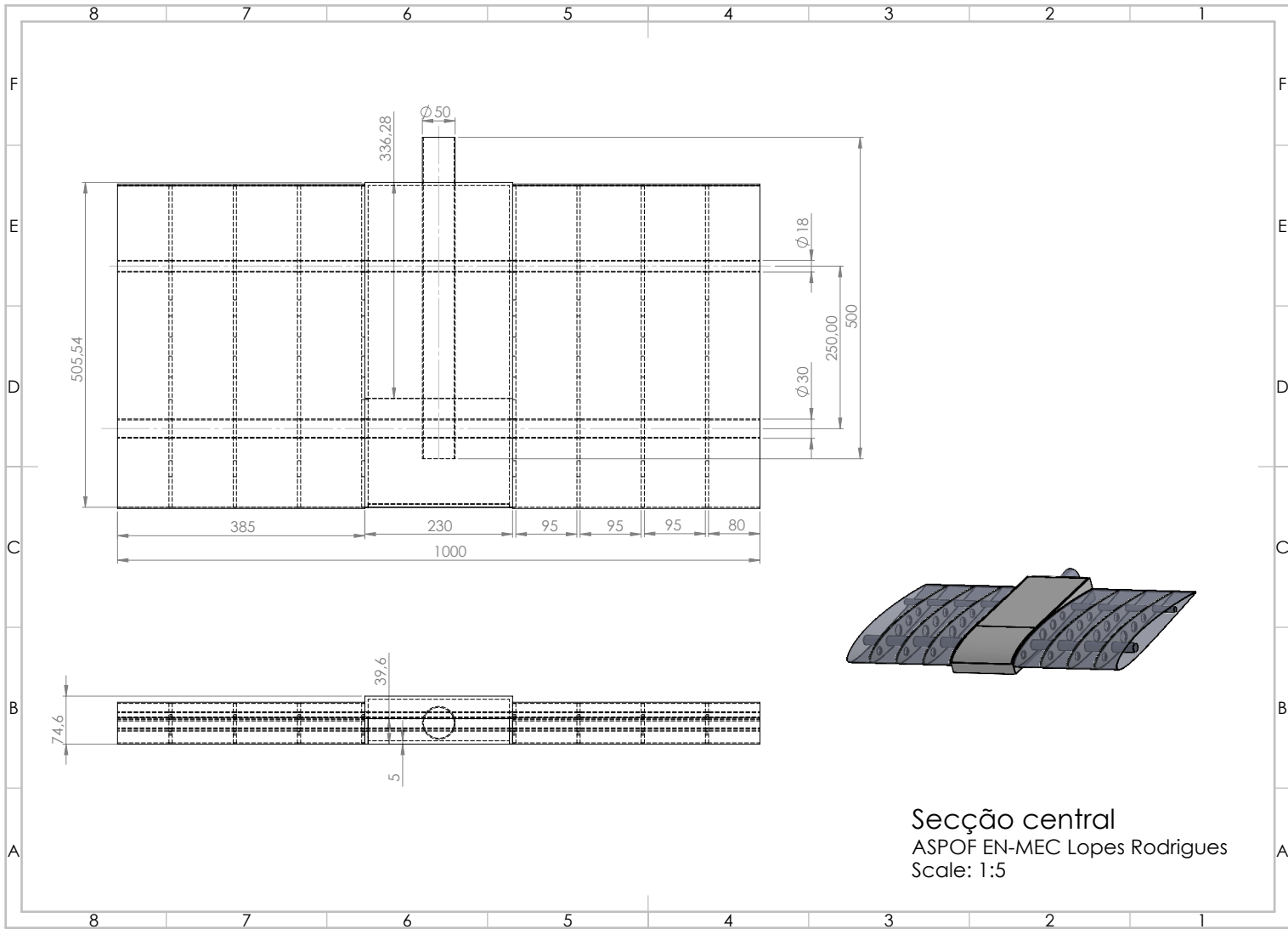


FIGURA A.5: Dimensões asa da aeronave

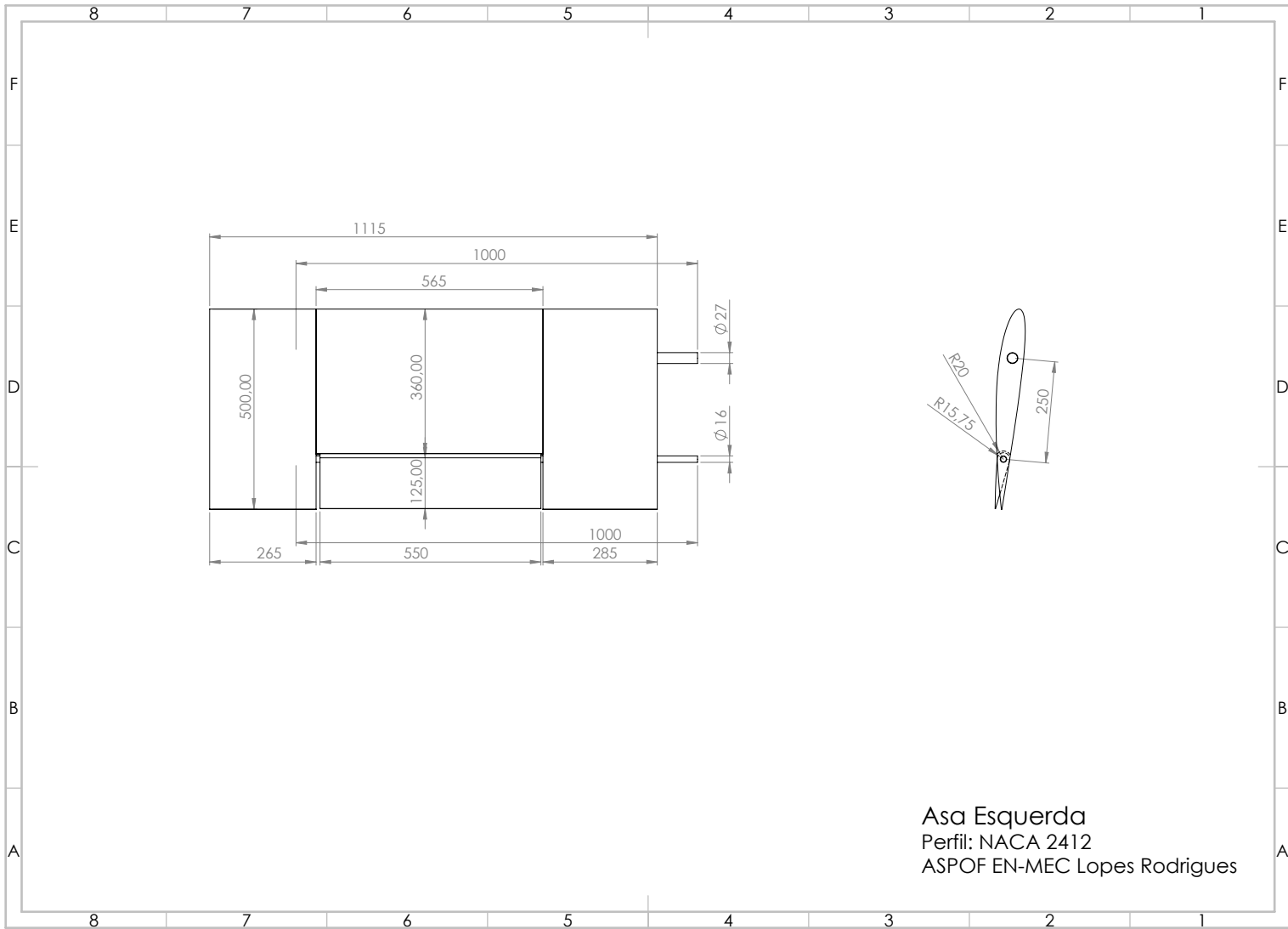


FIGURA A.6: Dimensões empenagem

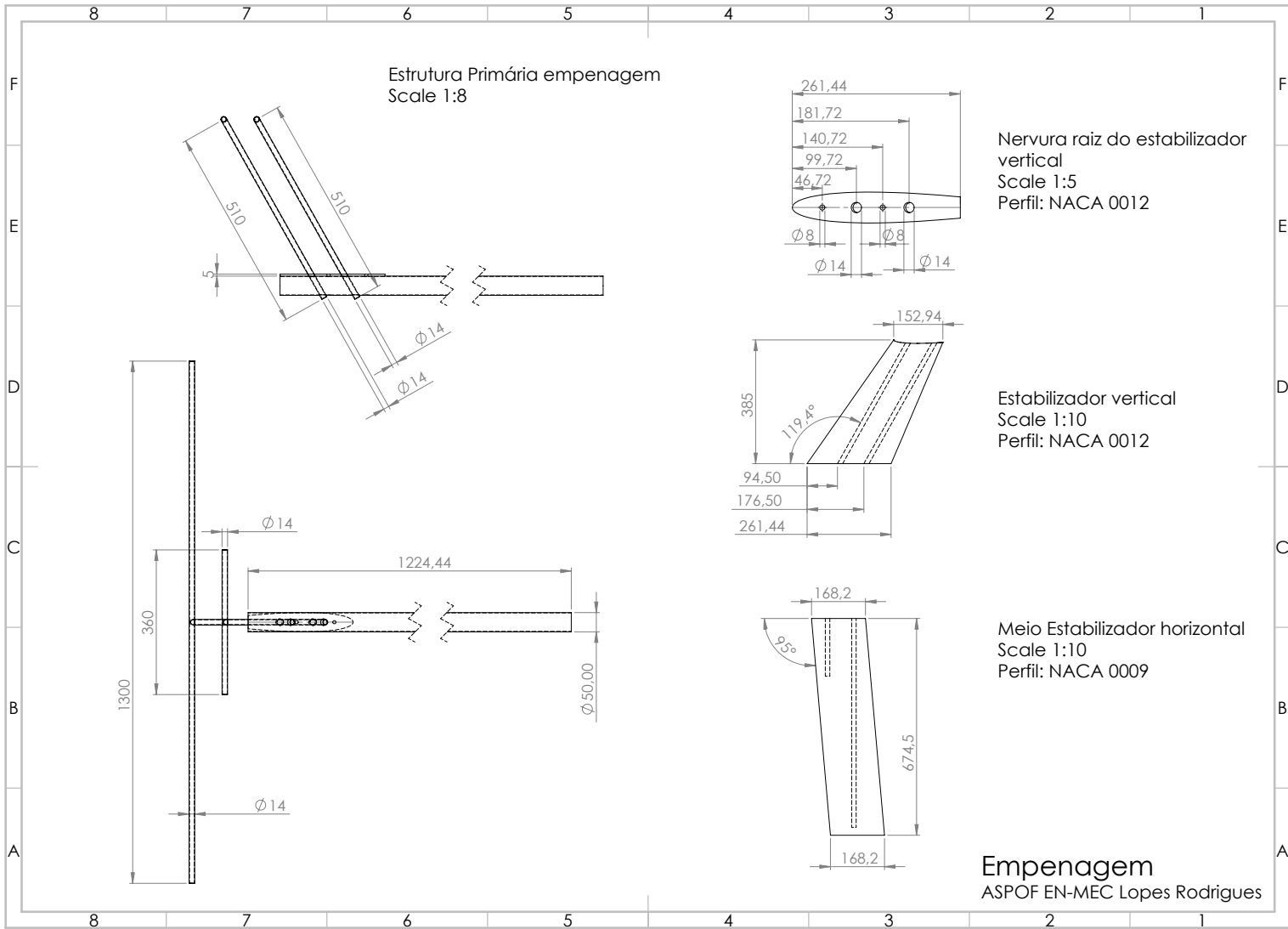


FIGURA A.7: Dimensões fuselagem

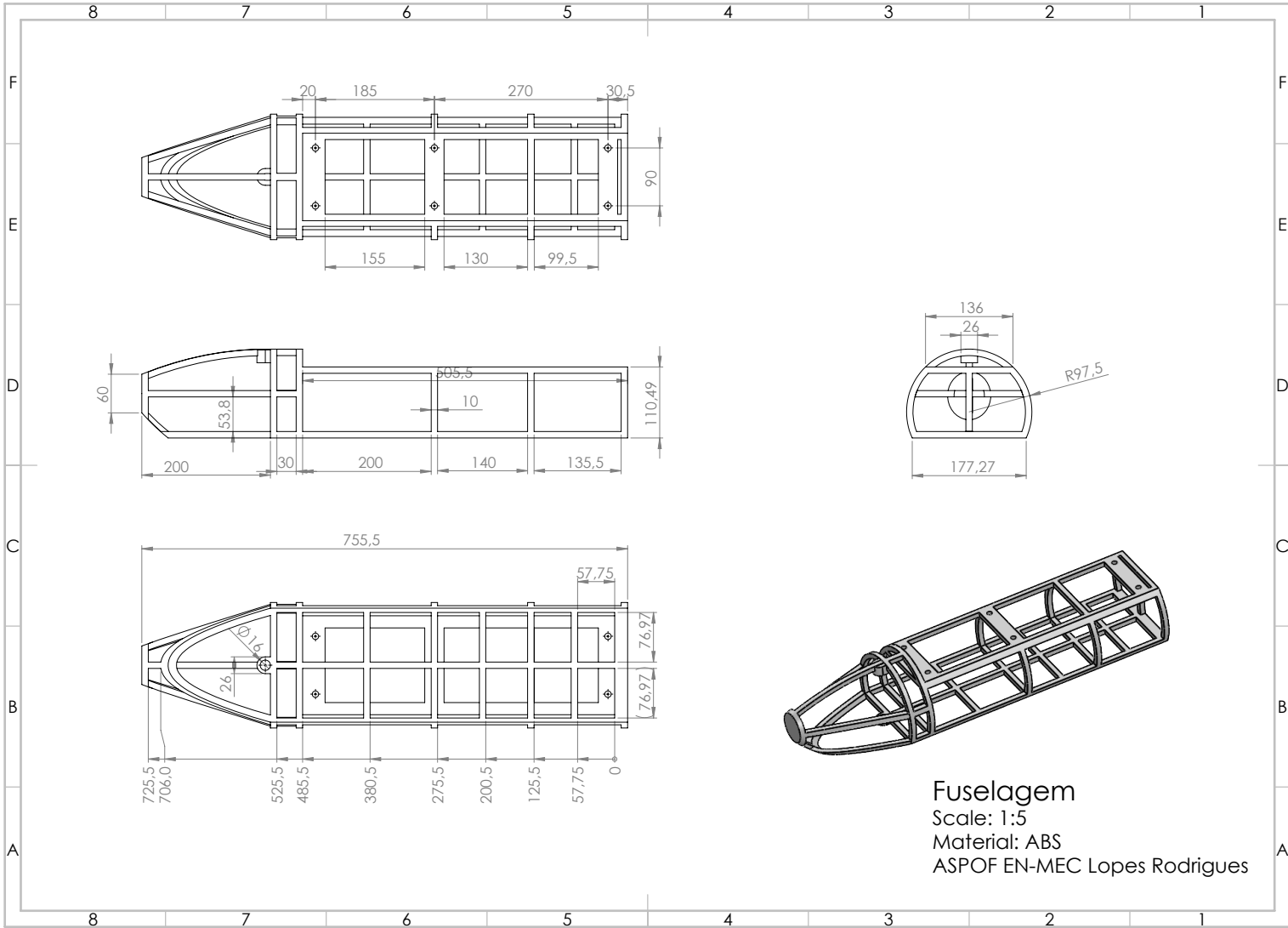
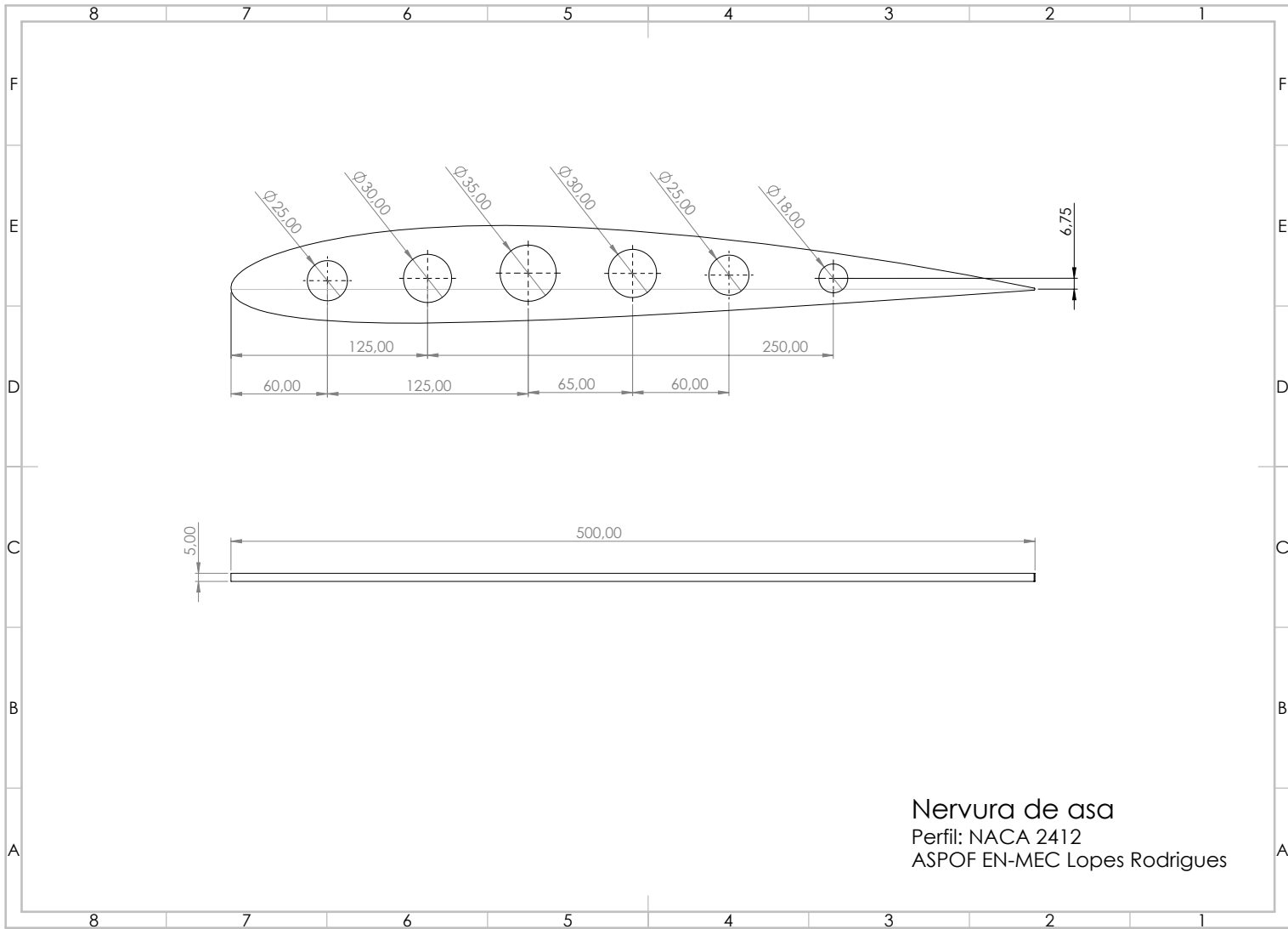


FIGURA A.8: Dimensões nervura da asa



Anexo I - Anexos

Característica	Valor
$M_{take-off}$	13,78 kg
$M_{payload}$	2,50 kg
S_{wing}	1,566 m ²
b_{wing}	3 m
V_{cruise}	100 km/h
$t_{mission}$	2 h
S_{VT}	0,123 m ²
S_{HT}	0,324 m ²
$P_{propeller}$	298,39 W
$\eta_{propeller}$	76,2 %
n_{design}	11,333
SM	10,72 %

FIGURA I.1: Requisitos iniciais da aeronave (Martins, 2021)

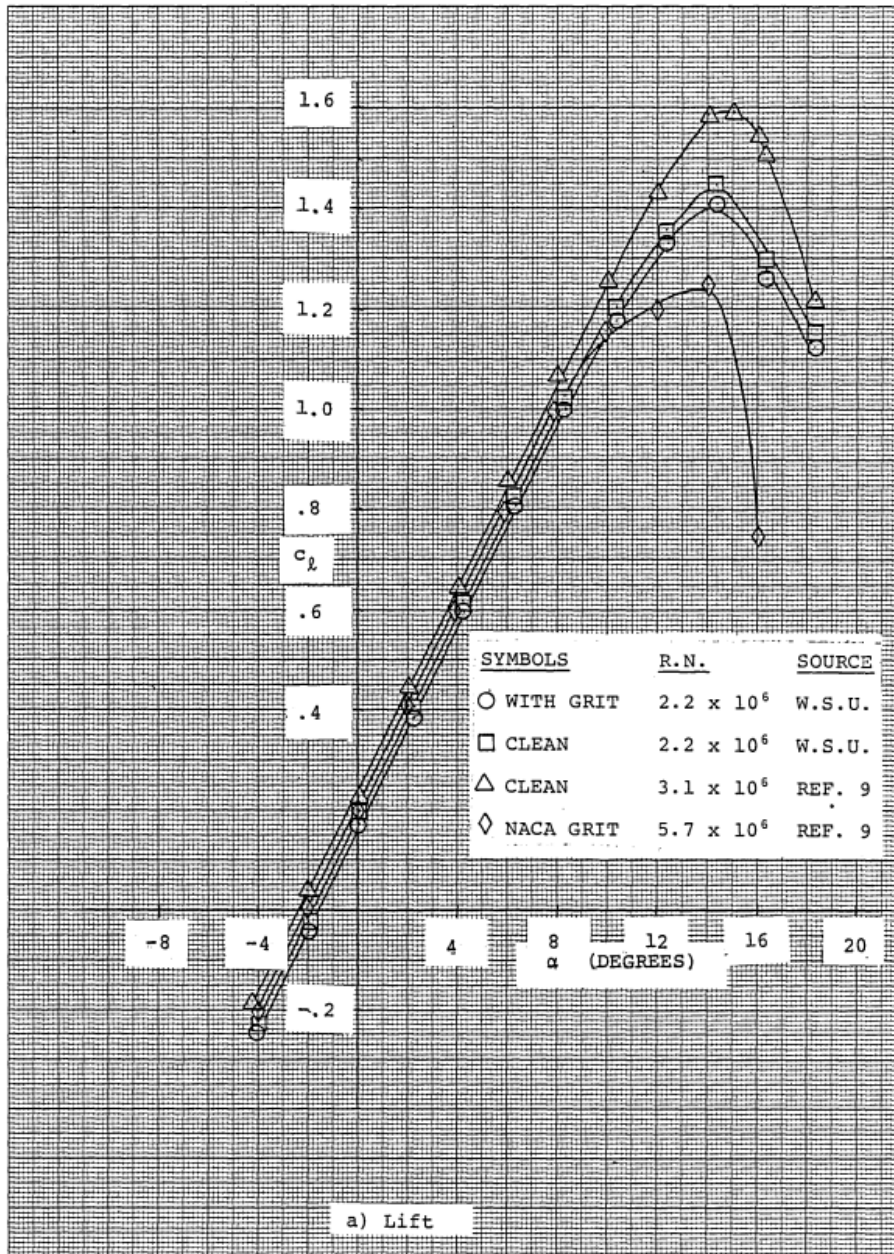


FIGURA I.2: Dados experimentais de C_L em função do ângulo de ataque para o perfil aerodinâmico NACA 2412 (Seethararn et al., 1977)

	PC-ABS ¹²		PC ¹²
System Availability	F170/270/370 Fortus 450mc F900		Fortus 450mc F900
Layer Thickness	0.005 inch (0.127 mm) ¹ 0.007 inch (0.178 mm) 0.010 inch (0.254 mm) 0.013 inch (0.330 mm)		0.005 inch (0.127 mm) ^{1, 5} 0.007 inch (0.178 mm) 0.010 inch (0.254 mm) 0.013 inch ⁵ (0.330 mm)
Support Structure	QSR soluble support, SR-20™ soluble support, SR-110™ soluble support		PC support breakaway, SR-110 soluble support
Available Colors	■ Black □ White ²		□ White
Tensile Strength (peak) ²	XZ: 5,300 psi (36.5 MPa) ZX: 3,760 psi (25.9 MPa)		XZ: 8,390 psi (57.9 MPa) ZX: 5,150 psi (35.5 MPa)
Tensile Elongation @ break ²	XZ: 4.7% ZX: 1.8%		XZ: 5.2% ZX: 2.0%
Flexural Strength	XZ: 8,970 psi (61.9 MPa) ZX: 6,700 psi (46.2 MPa)		XZ: 13,100 psi (90.0 MPa) ZX: 10,900 (75.0 MPa)
IZOD Impact, Notched	XZ: 4.52 ft-lb/in (241 J/m) ZX: 0.637 ft-lb/in (34.0 J/m)		XZ: 1.44 ft-lb/in (76.8 J/m) ZX: 0.503 ft-lb/in (26.9 J/m)
Heat Deflection at 264 psi	102.9 °C		142.2 °C
Unique Properties	Strong (impact)		Strong (tension)

FIGURA I.3: Propriedades mecânicas polímero PC e ABS (catálogo CODI para material FDM)

Motor	SPIXAM4502	SPIXAM4500	SPIXAM4505	SPIXAM4620	SPIXAM4630	SPIXAM4670	SPIXAM4675	SPIXAM4700	SPIXAM4725	SPIXAM4715	SPIXAM4745	SPIXAM4740	SPIXAM4770	SPIXAM4795	SPIXAM4796	SPIXAM4800	SPIXAM4805	
Description	Avian 2813-1750kv	Avian 2830-950kv	Avian 3530-1250kv	Avian 3536-1200kv	Avian EP1 Race 3545-1250kv	Avian 4240-800kv	Avian 4240-1000kv	Avian 4250-800kv	Avian 4260-800kv	Avian 4260-480kv	Avian 5055-650kv	Avian 5055-500kv	Avian 5065-450kv	Avian 6362-250kv	Avian 6362-200kv	Avian 8075-230kv	Avian 8085-160kv	
Includes	prop saver, prop adapter and motor mount	prop saver, prop adapter and motor mount	prop adapter and motor mount	prop adapter and motor mount	prop adapter and motor mount	prop adapter and motor mount	prop adapter and motor mount	prop adapter and motor mount	prop adapter and motor mount	prop adapter and motor mount	prop adapter and motor mount	prop adapter and motor mount	prop adapter and motor mount	prop adapter and motor mount	prop adapter and motor mount	prop adapter and motor mount	prop adapter and motor mount	
Diameter	28 mm (1.1 in)	28 mm (1.1 in)	35 mm (1.4 in)	35 mm (1.4 in)	35 mm (1.4 in)	42 mm (1.7 in)	42 mm (1.7 in)	42 mm (1.7 in)	42 mm (1.7 in)	42 mm (1.7 in)	50 mm (2.0 in)	50 mm (2.0 in)	50 mm (2.0 in)	63 mm (2.5 in)	63 mm (2.5 in)	80 mm (3.1 in)	80 mm (3.1 in)	
Length	13 mm (0.51 in)	30 mm (1.2 in)	30 mm (1.2 in)	36 mm (1.4 in)	45 mm (1.77 in)	40 mm (1.57 in)	40 mm (1.6 in)	50 mm (2.0 in)	60 mm (2.4 in)	60 mm (2.4 in)	55 mm (2.2 in)	55 mm (2.2 in)	65 mm (2.6 in)	62 mm (2.4 in)	62 mm (2.4 in)	75 mm (3.0 in)	85 mm (3.4 in)	
Kv	1750	950	1250	1200	1250	800	1000	800	800	480	650	500	450	250	200	230	160	
Constant Watts	90	160	325	500	700	592	650	850	1000	1100	1200	1300	1800	2500	1450	5000	6500	
Burst Watts	120	220	390	650	1000	740	740	1480	1850	1850	2200	2200	2300	3200	2300	6500	8400	
Weight	20g (0.71 oz)	54g (1.9 oz)	71g (2.5 oz)	102g (3.6 oz)	159g (5.6oz)	125g (4.4oz)	125g (4.4 oz)	198g (7 oz)	268g (9.5 oz)	268g (9.5 oz)	298g (10.5 oz)	298g (10.5 oz)	400g (14.1 oz)	634g (22.4 oz)	635g (22.4oz)	1250g (44.1 oz)	1480g (52.2 oz)	
Shaft Diameter	3 mm (0.12 in)	3 mm (0.12 in)	4 mm (0.16 in)	4 mm (0.16 in)	5 mm (0.2 in)	5 mm (0.2 in)	5 mm (0.2 in)	5 mm (0.2 in)	5 mm (0.2 in)	5 mm (0.2 in)	8 mm (0.31 in)	8 mm (0.31 in)	8 mm (0.31 in)	8 mm (0.31 in)	8 mm (0.31 in)	10 mm (0.39 in)	10 mm (0.39 in)	
Voltage Range	7.4-11.1V / 2-3S LiPo	7.4-11.1V / 2-3S LiPo	7.4-11.1V / 2-3S LiPo	11.1-14.8V / 3-4S LiPo	7.4-14.8V / 2-4S LiPo	11.1-18.5V / 3-5S LiPo	11.1-14.8V / 3-4S LiPo	11.1-14.8V / 3-4S LiPo	18.5-22.2V / 5-6S LiPo	18.5-22.2V / 5-6S LiPo	18.5-22.2V / 5-6S LiPo	18.5-22.2V / 5-6S LiPo	18.5-22.2V / 5-6S LiPo	33.3-37.0V / 9-10S LiPo	37.0-44.4V / 10-12S LiPo	33.3-35.5V / 9-15S LiPo	33.3-35.5V / 9-15S LiPo	
Aircraft Weight (Sport)	225g (8 oz)	905g (32 oz)	1360g (3 lbs)	1815g (4 lbs)	1585g (3.5lb)	2670g-3583g (5.9-7.9lb)	2040g (4.5 lbs)	2960g (6.5 lbs)	3400g (7.5 lbs)	4310g (9.5 lbs)	4705g (10.5 lbs)	5215g (11.5 lbs)	6520g (14.5 lbs)	9070 g (20 lbs)	11,340g (25lbs)	12.7 kg (28 lbs)	19.1 kg (42 lbs)	
Aircraft Weight (3D)	140 g (5 oz)	565 g (20 oz)	905 g (2 lbs)	1135 g (2.5 lbs)	Not intended for 3D	1765g (3.9lb)	1980 g (3 lbs)	1845 g (4 lbs)	2210 g (5 lbs)	2720 g (6 lbs)	2950 g (6.5 lbs)	3175 g (7 lbs)	4060 g (9 lbs)	5445 g (12 lbs)	7,711g (17lbs)	8.17 kg (18 lbs)	11.79 kg (26 lbs)	
Power System Recommendation	8 Amp ESC, 2S LiPo, 7x6 to 8x4 Slow-fly Prop	25 Amp ESC, 3S LiPo, 8x6 to 10x4.5 Slow-fly Prop	35 Amp ESC, 3S LiPo, 10x4.5 to 10x7 Electric Prop	45 Amp ESC, 4S LiPo, 10x7 to 11x7 Electric Prop	70 Amp ESC, 4S lipo, 8X8 Electric Prop	35A ESC, 10x5 - 13x8 Electric Prop	45 Amp ESC, 3S LiPo, 11x8.5 to 12x8 Electric Prop	45 Amp ESC, 4S LiPo, 12x6 to 13x8 Electric Prop	60 Amp ESC, 6S LiPo, 13x10 to 15x8 Electric Prop	60 Amp ESC, 6S LiPo, 13x10 to 15x8 Electric Prop	60 Amp ESC, 6S LiPo, 13x10 to 15x8 Electric Prop	60 Amp ESC, 6S LiPo, 15x6 to 15x8 Electric Prop	80 Amp ESC, 6S LiPo, 16x6 to 17x6 Electric Prop	80 Amp ESC, 16S LiPo, 16x8 to 18x8 Electric Prop	80-100A ESC, 12S LiPo, 17x10 to 19x10 Electric Prop	120 Amp ESC, 12S LiPo, 22x8 to 22x10 Prop	120 Amp ESC, 12S LiPo, 22x10 to 26x12 Prop	

FIGURA I.4: Motores elétricos Spectrum