



TÉCNICO
LISBOA



Desenvolvimento de um UAV com aplicação de Otimização Topológica para Impressão 3D

Ricardo Gaspar Esteves Teixeira da Costa

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

Engenharia Aeroespacial

Orientador: Prof. Frederico José Prata Rente Reis Afonso

Júri

Presidente: Prof. Filipe Szolnoky Ramos Pinto Cunha

Orientador: Prof. Frederico José Prata Rente Reis Afonso

Vogal: MAJ/ENGAER Luís Filipe da Silva Félix

Outubro 2021

Agradecimentos

Em primeiro lugar, quero agradecer ao meu orientador, Prof. Frederico Afonso, por todo o apoio dado ao longo da elaboração desta dissertação, todo o conhecimento partilhado, disponibilidade para resolução de problemas e proatividade na sugestão de ideias e métodos para ultrapassar as dificuldades que foram surgindo.

Ao Prof. José Chaves Pereira, pelo conhecimento transmitido e tempo dispensado na análise e validação dos resultados obtidos com o software de CFD, não esquecendo a gentileza na cedência de licenças para utilização do mesmo.

Quero também deixar o meu agradecimento ao Prof. Hugo Policarpo, por todo o aconselhamento dado e por ter agilizado o contacto com o Eng. João Lourenço, a quem quero transmitir gratidão pela ajuda prestada nos momentos em que me senti sem saídas, relativamente ao processo de otimização topológica. Certamente que o desfecho deste trabalho não seria o mesmo sem a sua contribuição.

À Althima - Engineering Software Solution, Lda e à Altair Engineering Inc. por providenciarem uma licença Altair, permitindo o desenvolvimento da simulação CAE conduzida ao longo da minha dissertação.

Em seguida, quero prestar reconhecimento por toda a ajuda e apoio incansável prestado pelo meu colega e amigo Jaime Pacheco, peça fundamental para uma mais rápida compreensão do software Star-CCM+.

Por fim, mas não menos importante, gostava de agradecer aos meus pais pelo apoio incondicional que me deram, não só durante o processo de escrita deste trabalho, mas em todas as etapas da minha formação académica. Obrigado por me encorajarem sempre a alcançar mais e melhor.

Resumo

A aplicabilidade dos métodos de Fabrico Aditivo (FA) tem sofrido um crescimento exponencial ao longo dos últimos anos e, juntamente com o campo da Otimização Topológica (OT), tem permitido introduzir inovações e melhorias nos mais diversos campos da engenharia.

Tirando partido destes avanços tecnológicos, procedeu-se ao desenho e desenvolvimento conceptual de uma pequena aeronave não tripulada, com o objetivo de aplicar no seu estudo e produção, estes métodos mais avançados e modernos, de forma a tornar todo o processo de desenvolvimento e fabrico mais eficaz. Previamente à aplicação do processo de otimização topológica, foi levada a cabo uma metodologia padrão de desenvolvimento de aeronaves, com seleção de geometrias, configurações e estudos aerodinâmicos.

Seguidamente foi efetuada uma OT, ferramenta computacional que permite conceber estruturas mais leves, sem pôr em causa a sua integridade estrutural. Ora, no caso deste trabalho, a sua utilização tem em vista a otimização da fuselagem da aeronave, do ponto de vista da quantidade de material utilizado e, conseqüentemente, da massa da mesma, mas capaz de lidar com as cargas aerodinâmicas mais críticas. Para este efeito, serão consideradas as cargas críticas obtidas a partir de simulações de Dinâmica de Fluidos Computacional para os limites do envelope de voo. São igualmente tidos em conta todos os componentes internos da aeronave, desde a instrumentação, à cablagem e sistema propulsor, quer pelas cargas que imprimem, como pela acomodação dos mesmos.

O desenho resultante pode então ser pós-processado para o fabrico, utilizando uma tecnologia de FA como a Modelação por Deposição Fundida.

Palavras-chave: Otimização Topológica, Fabrico Aditivo, Mecânica de Fluidos Computacional, Design de Aeronaves, Aeronave Não Tripulada.

Abstract

The applicability of the Additive Manufacturing (AM) methods has undergone an exponential growth over the last years and, along with the Topology Optimization (TO) field, has allowed introducing innovations and improvements in several engineering fields.

Taking advantage of these technological advances, the conceptual design and development of a small unmanned aircraft was carried out, with the objective of applying these more advanced and modern methods to its study and production, in order to make the whole development and manufacturing process more efficient. Prior to the application of the topology optimization process, a standard aircraft development methodology was carried out, with selection of geometries, configurations and aerodynamic studies.

This was followed by a TO, a computational tool that allows the design of lighter structures, without compromising their structural integrity. In the case of this work, its use is aimed at optimizing the aircraft fuselage, from the point of view of the amount of material used and, consequently, its mass, but capable of dealing with the most critical aerodynamic loads. For this purpose, the critical loads obtained from Computational Fluid Dynamics simulations for the limits of the flight envelope will be considered. All the aircraft's internal components are also taken into account, from instrumentation to wiring and propulsion system, both for the loads they impose and for their accommodation.

The resulting design can then be post-processed for manufacturing using an AM technology such as Fused Deposition Modeling (FDM).

Keywords: Topology Optimization, Additive Manufacturing, Computational Fluid Dynamics, Aircraft Design, Unmanned Aerial Vehicle.

Conteúdo

Agradecimentos	iii
Resumo	v
Abstract	vii
Lista de Tabelas	xi
Lista de Figuras	xiii
Lista de Símbolos	xvii
Glossário	xxiv
1 Introdução	1
1.1 Motivação	1
1.2 Objetivos	2
1.3 Estrutura da Tese	3
2 Estado da Arte	5
2.1 Otimização Topológica	5
2.1.1 Parametrização do Desenho	6
2.1.2 Conformidade Mínima	8
2.1.3 Critério de Otimização	8
2.2 Fabrico Aditivo	10
2.2.1 Fabrico Aditivo em Contexto Militar	11
2.2.2 Categorias do Fabrico Aditivo	11
2.2.3 PLA	17
2.3 Otimização Topológica e Fabrico Aditivo	19
3 Desenho Preliminar	20
3.1 Processo de Desenvolvimento do UAV	20
3.2 Perfil da Missão	21
3.3 Configuração da Aeronave	22
3.4 Sistema de Propulsão	22
3.5 Desenho Conceptual	24
3.5.1 Dimensionamento Inicial	24
3.5.2 Autonomia	28

3.5.3	Análise Aerodinâmica	29
3.5.4	Componentes Elétricos	39
3.5.5	Análise de Estabilidade	43
3.5.6	Envelope de Voo	45
4	Geometria e Análises	49
4.1	Modelação Geométrica	49
4.2	Análises CFD	51
4.2.1	Validação	51
4.2.2	Análises CFD do UAV	58
4.3	Otimização Topológica	64
4.3.1	Otimização Preliminar	65
4.3.2	Otimização Final	67
5	Conclusão	69
5.1	Trabalho Realizado	69
5.2	Trabalho Futuro	70
	Bibliografia	70
A	Análises Aerodinâmicas	81
A.1	Gráficos da análise ao UAV no XFLR5	81
A.2	Componentes Elétricos	84
A.3	Convergência de C_L e C_D nas análises CFD finais	86
A.4	Distribuição do Coeficiente de Pressão pela Superfície do UAV	89

Lista de Tabelas

2.1	Tensões máximas de tração [MPa] de termoplásticos impressos por FDM.	17
2.2	Valores iniciais de tenacidade à fratura para impressões a 0° e 90° [34].	18
3.1	Massa dos componentes da aeronave	25
3.2	UAV's com configurações semelhantes à aeronave em estudo	25
3.3	Parâmetros e propriedades considerados no dimensionamento inicial	26
3.4	Dados referentes ao estudo dos 10 perfis alares para um número de Reynolds de 237244.	33
3.5	Parâmetros da configuração da asa	36
3.6	Valores introduzidos na análise aerodinâmica da aeronave	38
3.7	Dados referentes ao estudo da aeronave no XFLR5	39
3.8	Especificações das baterias	40
3.9	Especificações dos motores	40
3.10	Peso e preço das pás e do adaptador da hélice	40
3.11	Especificações do ESC	41
3.12	Especificações do Servo Motor	41
3.13	Especificações dos Controladores	42
3.14	Especificações das câmeras	42
3.15	Parâmetros e respectivos valores utilizados no cálculo do coeficiente de guinada	45
3.16	Velocidades do Envelope do Voo	46
3.17	Fatores de carga máximos e mínimos para diferentes velocidades	48
4.1	Parâmetros dos ensaios realizados pela NASA [111] para 3 ângulos de ataque	52
4.2	Dados da convergência de malha para o perfil NACA0012	55
4.3	Dados da convergência de malha para o UAV	59
4.4	Comparação dos resultados obtidos com o XFLR5 e com o Star-CCM+	63
4.5	Propriedades mecânicas do XPS e do PLA utilizadas para definir estes materiais no estudo de otimização topológica.	67

Lista de Figuras

2.1	Impressora 3D de MJ [18]	12
2.2	Impressora de Powder Bed Fusion [19]	12
2.3	Impressora de Binder Jetting [25]	13
2.4	Impressora 3D de DED [27]	14
2.5	Impressora de Vat Photopolymerization [28]	15
2.6	Processo de Sheet Lamination [33]	15
2.7	Impressora 3D de FDM [36]	16
2.8	Padrões de impressão	17
2.9	Resposta à tração nas direções axial, transversal e para fora do plano [34].	18
2.10	Estrutura em T (preto) e material de suporte (verde) [52].	19
3.1	Processo de desenvolvimento	20
3.2	Perfil da Missão	21
3.3	Design Point resultante das condições de velocidade de perda (amarelo), voo cruzeiro (azul), voo cruzeiro à velocidade máxima (castanho), subida (verde) e autonomia (roxo)	28
3.4	Rácio $\frac{C_l}{C_d}$ em função do ângulo de ataque (α) [graus] para um número de Reynolds de 237244.	31
3.5	Coeficiente de resistência aerodinâmica (C_d) em função do ângulo de ataque (α) [graus] para um número de Reynolds de 237244.	31
3.6	Coeficiente de sustentação (C_l) em função do ângulo de ataque (α) [graus] para um número de Reynolds de 237244.	32
3.7	Coeficiente de momento (C_m) em função do ângulo de ataque (α) [graus] para um número de Reynolds de 237244.	33
3.8	Afilamento [70]	34
3.9	Flecha [72]	35
3.10	Distribuição de sustentação para asas com (tracejado) e sem (contínuo) flecha [70]	35
3.11	Diedro [72]	35
3.12	Planta da aeronave com dimensões	37
3.13	Eixos e movimentos de uma aeronave [104]	43
3.14	Ângulo de derrapagem β e momento de guinada [55]	44
3.15	Envelope de voo	46

3.16	Envelope de voo e fatores de carga induzidos pelas rajadas	48
4.1	Geometria da fuselagem	49
4.2	Distribuição dos componentes na fuselagem	50
4.3	Perfil de conexão asa-fuselagem	51
4.4	Asa do UAV com transparência para visualização da configuração interna	51
4.5	Diferentes tipos de malha [114]	53
4.6	Diferentes refinamentos de malha com o perfil NACA0012	54
4.7	Coeficiente de pressão em função da percentagem de corda para $\alpha = -4^\circ$	57
4.8	Coeficiente de pressão em função da percentagem de corda para $\alpha = 0^\circ$	57
4.9	Coeficiente de pressão em função da percentagem de corda para $\alpha = 4^\circ$	58
4.10	Dimensões do domínio em função da corda máxima (c) e da envergadura (b)	59
4.11	Diferentes refinamentos de malha para convergência do UAV	60
4.12	Vistas de detalhe da malha final	61
4.13	Gráfico de C_L em função do tempo físico de simulação para $\alpha = 0.23^\circ$	62
4.14	Regressão linear para obtenção de novos ângulos de ataque	62
4.15	Regressão linear para condição de cruzeiro	63
4.16	CAD obtido com o SolidWorks	65
4.17	Geometria importada para a otimização topológica preliminar	65
4.18	Nós da malha fixos	66
4.19	Geometria resultante da otimização topológica preliminar	67
4.20	Malha gerada para a otimização topológica da fuselagem	68
A.1	C_L em função de $Alpha$ [graus]	81
A.2	C_D em função de $Alpha$ [graus]	82
A.3	C_L em função de C_D	82
A.4	C_L/C_D em função de $Alpha$ [graus]	83
A.5	C_M em função de $Alpha$ [graus]	83
A.6	C_L^3/C_D em função de $Alpha$ [graus]	84
A.7	URUAV 14.8 V 3000 mAh 75C 4S [83]	84
A.8	Sistema de propulsão	85
A.9	HobbyKing ESC 40A [91]	85
A.10	Corona 939MG [94]	85
A.11	Pixhawk 2.4.8 [96]	86
A.12	Caddx Orca 4K HD [101]	86
A.13	C_L vs tempo físico de simulação ($\alpha = -6.893^\circ$)	87
A.14	C_L vs tempo físico de simulação ($\alpha = 1.078^\circ$)	87
A.15	C_L vs tempo físico de simulação ($\alpha = 9.548^\circ$)	87
A.16	C_D vs iteração ($\alpha = -6.893^\circ$)	88
A.17	C_D vs iteração ($\alpha = 1.078^\circ$)	88

A.18 C_D vs iteração ($\alpha = 9.548^\circ$)	88
A.19 Distribuição do coeficiente de pressão na superfície da aeronave em condição de voo com fator de carga de -1.5	89
A.20 Distribuição do coeficiente de pressão na superfície da aeronave em condição de voo de cruzeiro	90
A.21 Distribuição do coeficiente de pressão na superfície da aeronave em condição de voo com fator de carga de $+3.8$	90

Lista de Símbolos

Simbolos gregos

α Ângulo de ataque.

β Ângulo de derrapagem.

χ Volume de material.

η Eficiência.

Γ Diedro.

Λ Ângulo de flecha.

λ Afilamento.

$\Lambda, \lambda^-, \lambda^+, \alpha$ Multiplicadores de Lagrange (definição válida para o capítulo 2.1).

μ Viscosidade dinâmica.

ν Coeficiente de Poisson.

Ω Domínio de referência para a parametrização.

ω Taxa de dissipação turbulenta específica.

Ω^{mat} Subconjunto de pontos materiais do domínio.

ρ Densidade.

ν Viscosidade cinemática.

φ Ângulo de subida.

ϑ Rácio da massa.

ξ Parâmetro de ajuste.

ζ Limitador de movimento.

Simbolos romanos

$\frac{dE}{dt}$ Taxa de perda de energia.

$\frac{dh}{dt}$	Gradiente de subida.
$\frac{t}{c}$	Espessura relativa (razão entre a espessura e a corda da asa).
$\frac{x}{c}$	Porcentagem de corda.
\hat{V}_g	Velocidade da rajada.
\mathcal{L}	Função de Lagrange.
\bar{c}	Corda média.
b	Envergadura.
C	Tensor de conformidade.
c	Corda.
C_D	Coeficiente de resistência aerodinâmica tridimensional.
C_d	Coeficiente de resistência aerodinâmica bidimensional.
C_L	Coeficiente de sustentação tridimensional.
C_l	Coeficiente de sustentação bidimensional.
C_M	Coeficiente de momento tridimensional.
C_m	Coeficiente de momento bidimensional.
C_p	Coeficiente de pressão.
c_P	Consumo específico de combustível.
C_{D_0}	Coeficiente de resistência aerodinâmica para sustentação nula tridimensional.
C_{d_0}	Coeficiente de resistência aerodinâmica para sustentação nula bidimensional.
C_{l_0}	Coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo bidimensional.
C_{L_α}	Declive da curva do coeficiente de sustentação tridimensional vs ângulo de ataque.
C_{M_0}	Coeficiente de momento para ângulo de ataque nulo tridimensional.
C_{m_0}	Coeficiente de momento para ângulo de ataque nulo bidimensional.
C_{M_α}	Declive da curva do coeficiente de momento tridimensional vs ângulo de ataque.
C_{n_β}	Coeficiente do momento direcional ou de guinada.
D	Resistência aerodinâmica.
d	Número de dimensões do problema.
e	Fator de Oswald.

E_T	Energia total armazenada a bordo da aeronave.
E_{ijkl}	Tensor de rigidez.
f	Vetor de cargas.
h	Altitude.
I	Impulso.
J	Coeficiente de resposta.
K	Matriz rigidez.
k	Energia cinética turbulenta.
K_n	Margem estática.
K_{IC}	Tenacidade à Fratura.
l	Distância entre o centro de gravidade e o centro aerodinâmico da aeronave.
m	Massa.
N	Número de células da malha.
n	Fator de carga.
P	Potência.
p	Elemento penalizador.
$P_{climbnet}$	Potência operacional para situação de subida.
P_{raw}	Potência efetiva.
q	Pressão dinâmica.
$Q_{bateria}$	Capacidade da bateria.
r	Razão de refinamento.
Re	Número de Reynolds.
S	Área alar.
T	Temperatura do ar.
T_E	Resistência da aeronave.
u	Vetor de deslocamentos.
V	Velocidade de voo.
v	Fração volúmica.

V_g Componente normal da velocidade da rajada.

$V_{bateria}$ Tensão de funcionamento da bateria.

W Peso da aeronave.

x Dimensão linear característica.

x_n Coordenada x do ponto neutro.

$y+$ Distância adimensional à parede.

Subscritos

∞ Condição de fluxo livre.

ad Admissível.

CG Centro de gravidade.

$climb$ Subida.

cr Condição de cruzeiro.

$design$ Critério de desenho.

$dive$ Terminal.

e Elemento.

$engine$ Motor.

eq Condição de equilíbrio.

f Final.

i Inicial.

i, j, k, l Índices computacionais.

m Passo iterativo m.

max Máximo.

min Mínimo.

n Relativo ao ponto neutro.

P Sistema propulsor.

$ponta$ Ponta da asa.

$propeller$ Hélice.

$raiz$ Raiz da asa.

stall Condição de perda.

x, y, z Cartesian components.

Sobrescritos

T Transposto.

0 Material isotrópico.

mat Material.

Glossário

2D Duas Dimensões.

3D Três Dimensões.

ABS Acrylonitrile Butadiene Styrene.

AM Additive Manufacturing.

ARL American Research Laboratories.

AR Aspect Ratio.

ASA Acrylonitrile Styrene Acrylate.

CAD Computer-Aided Design.

CAM-LEM Computer-Aided Manufacturing of Laminated Engineering Materials.

CFD Computational Fluid Dynamics.

CG Centro de Gravidade.

CI Combustão Interna.

CNC Computer Numeric Control.

DMLS Direct Metal Laser Sintering.

EASA European Union Aviation Safety Agency.

EBM Electron Beam Melting.

EPO Expanded PolyOlefin.

EPP Expanded PolyPropylene.

ESC Electronic Speed Controller.

FAA Federal Aviation Administration.

FA Fabrico Aditivo.

FDM Fused Deposition Modeling.

FOV Field of View.

GPS Global Positioning System.

ISS International Space Station.

LLT Lifting Line Theory.

LOM Laminated Object Manufacturing.

LiPo Lithium Polymer battery.

MIT Massachusetts Institute of Technology.

MJ Material Jetting.

MTOW Maximum Take-Off Weight.

NASA National Aeronautics and Space Administration.

OT Otimização Topológica.

PC Policarbonato.

PEI Polietierimida.

PET Polyethylene Terephthalate.

PLA Polylactic Acid.

PP Polipropileno.

RANS Reynolds-Averaged Navier-Stokes.

SANT Sistema Aéreo Não Tripulado.

SD Secure Digital.

SHS Selective Heat Sintering.

SIMP Solid Isotropic Material with Penalization.

SLM Selective Laser Melting.

SLS Selective Laser Sintering.

TO Topology Optimization.

TPU Thermoplastic Polyurethane.

UAM Ultrasonic Additive Manufacturing.

UAS Unmanned Aerial System.

UAV Unmanned Aerial Vehicle.

UV Ultravioleta.

VLM Vortex Lattice Method.

VTOL Vertical Take-Off and Landing.

XPS Extruded Polystyrene.

Capítulo 1

Introdução

1.1 Motivação

Vivemos tempos nos quais, qualquer pessoa portadora de algum conhecimento e munida de um poder computacional moderado, consegue realizar tarefas de análise e otimização de diversos parâmetros, no âmbito de projetos de engenharia, que há uns anos atrás exigiram um enorme esforço e consumiriam muitos mais recursos, quer temporais, quer monetários, quer de mão de obra.

Tirando partido desta maior facilidade de levar a cabo um projeto de desenvolvimento, neste caso de uma aeronave, abraçou-se o desafio de estudar e desenhar conceptualmente uma aeronave não tripulada, um UAV (acrónimo inglês de Unmanned Aerial Vehicle) aplicando no seu desenvolvimento diversas técnicas de análise e tecnologia de impressão 3D, aliada a uma otimização topológica, que permite explorar ao máximo as vantagens inerentes a este tipo de impressão e produção de componentes.

Segundo entidades como a FAA e a EASA, possíveis definições para este tipo de veículo aéreo são as seguintes:

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

“Um Sistema Aéreo Não Tripulado (SANT) compreende os elementos individuais do sistema, nomeadamente uma aeronave não tripulada, a estação de controlo e qualquer outro elemento do sistema necessário para permitir o voo, ou seja, ligações de comando e controlo e elementos de lançamento e recolha.”² – EASA (2009) [2]

Sendo estas definições relativas a um UAS, ou SANT, em português, tido como uma aeronave sujeita a demonstrações de aeronavegabilidade, em conjunto com outros sistemas que não a própria aeronave

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

²“An Unmanned Aircraft System (UAS) comprises individual system elements consisting of an “unmanned aircraft”, the “control station” and any other system elements necessary to enable flight, i.e. “command and control link” and “launch and recovery elements”.”

em si. São exemplos desses sistemas as estações de controlo remoto, as ligações de comunicação e os sistemas de lançamento e de recolha [3]. Já o UAV refere-se somente à aeronave não tripulada.

Relativamente ao método de manufatura escolhido, a impressão 3D, a sua escolha deveu-se à proliferação que esta tecnologia tem tido nos últimos anos, tanto no meio doméstico como profissional. Para além disso, permite a criação de geometrias mais otimizadas, devido à facilidade com que permite criar estruturas internas complexas e, como tal, retirar muitos dos limites de fabrico aplicados aos estudos de otimização topológica, quando aliados a processos de fabrico mais tradicionais.

Estando definida a génese do projeto que se propôs desenvolver, chegou o momento de dar um propósito mais específico à aeronave alvo do estudo, também como forma de impôr requisitos e limites ao seu design e à sua performance. Partindo da experiência pessoal como comissário de pista em provas de desporto motorizado, tanto de campeonatos nacionais como internacionais, e tendo contacto direto com este tipo de eventos, surgiu a ideia de tentar solucionar um problema por vezes comum em situações de acidente ou práticas anti-desportivas, a falta de visibilidade para uma correta e esclarecedora avaliação da situação em análise. A necessidade de uma maior cobertura visual da pista, até agora garantida apenas por câmeras fixas distribuídas ao longo da pista e pelos olhos dos próprios comissários, torna-se, em determinadas circunstâncias, bastante notória, não abrangendo, a solução atual, todos os ângulo de visão necessários para o esclarecimento de algumas situações mais dúbias.

Assim sendo, um conjunto de UAVs que pudessem sobrevoar a pista, com uma rota previamente definida, e manter uma constante cobertura da atividade em pista, poderiam ser parte da resolução do problema anteriormente mencionado.

Do ponto de vista comercial, a aeronave em estudo nesta dissertação representa também um passo interessante no que poderá vir a ser um segmento de mercado num futuro próximo. Com a diminuição dos preços associados à tecnologia de impressão 3D, nomeadamente a tecnologia de FDM (do inglês Fused Deposition Modeling), este tipo de impressoras passará a estar cada vez mais presente em ambientes domésticos. Esta mudança tornará possível uma pessoa poder adquirir o acesso ao documento para impressão da aeronave, previamente estudada, e imprimi-la as vezes desejadas na sua própria impressora.

1.2 Objetivos

O objetivo primordial desta tese consiste no desenvolvimento e design conceptual de um UAV, recorrendo a ferramentas de otimização topológica, aliadas à tecnologia de impressão 3D, permitindo tomar maior partido dessas mesmas ferramentas.

No processo de desenvolvimento de uma aeronave, são sempre necessárias restrições, requisitos e limites a que esta tem de obedecer, sendo com base nestes que a sua dimensionalização irá ser feita. No caso em estudo, o fim para o qual se propôs desenvolver a aeronave foi a supervisão de eventos de desporto motorizado, em ambiente de autódromo. Com esse objetivo, vem um conjunto de requisitos que o UAV tem de cumprir.

Dada a duração das corridas, que em média é algo elevada, requer-se que a aeronave tenha uma

boa autonomia, em termos de tempo de voo, para isso, o objetivo será escolher uma configuração e uma geometria que tenha um elevado coeficiente de planeio, i.e. uma elevada sustentação para uma baixa resistência aerodinâmica. De forma a cumprir este objetivo, de obter um bom endurance, também o peso da aeronave tem um papel preponderante, pelo que a escolha dos componentes e dos materiais constituintes da mesma, deve ser cuidada.

Uma vez que a principal função do UAV será a captação de imagens da pista e da corrida, para análise da mesma, em caso de necessidade, a câmara é um componente de enorme importância. De forma a diminuir o número de aeronaves necessárias para cobrir visualmente todo o circuito, pretende-se instalar uma câmara com lente grande angular, que capte uma grande área de terreno e com uma qualidade de imagem suficientemente boa para a leitura posterior. O posicionamento desta mesma câmara é, por si só, um desafio, pois deve ser colocada numa posição que permita ter o melhor campo de visão, sem obstruções, mas que, ao mesmo tempo, não sofra com as sucessivas aterragens da aeronave.

Esta questão das aterragens, deve-se ao facto de que a aeronave será projetada para aterrar de barriga, não possuindo trem de aterragem. Isto, para além de representar uma diminuição na complexidade da estrutura da mesma, é também resultado do facto de se querer utilizar o método de lançamento manual, não requerendo locais planos nem desobstruídos para colocar o UAV no ar. Se por um lado facilita a colocação em voo da aeronave, por outro, requer que sejam tidos em conta outros fatores, como é o caso da polivalência desta. Pretende-se que qualquer pessoa adulta, independentemente da sua constituição física, seja capaz de efetuar o lançamento. Assim sendo, há limites a nível de massa e de envergadura que devem ser impostos para que tal seja possível, constituindo requisitos que guiarão o processo de desenho conceptual do UAV.

A modularidade da aeronave é igualmente tida em conta, de forma a que em caso de queda, quebra de algum componente ou simplesmente para transporte, os diversos componentes, como asas e fuselagem, possam ser separados e substituídos se assim for necessário.

Estes são, então, os objetivos que servirão de guias para a obtenção de um desenho inicial, o qual será posteriormente alvo de análises de estabilidade e aerodinâmica, de forma a chegar a uma configuração que cumpra os diversos requisitos. Obtida essa configuração, terão lugar os estudos de CFD, com vista ao cálculo dos carregamentos aerodinâmicos sofridos pela aeronave e que, juntamente com as cargas dos componentes internos, servirão para efetuar a otimização topológica que está na base do tema desta tese. A impressão 3D surge como meio para aproveitar ao máximo as capacidades deste tipo de otimização, permitindo obter geometrias impossíveis de criar de outra forma, ou pelo menos de forma tão eficiente a nível de massa ou tão rápida como através deste método.

1.3 Estrutura da Tese

A presente dissertação de mestrado, encontra-se estruturada em seis capítulos.

O primeiro capítulo é composto por uma introdução do tema do projeto desenvolvido ao longo da tese, composta pela motivação por detrás da escolha efetuada, bem como os objetivos que se preten-

dem alcançar com este trabalho. É também descrito a razão que impulsionou o estudo e o desenvolvimento conceptual do UAV, para além dos métodos utilizados para o fazer.

O segundo capítulo é dedicado a uma introdução teórica acerca de dois dos temas mais preponderantes deste projeto, a otimização topológica e a impressão 3D. No que diz respeito à otimização topológica, é também feita uma abordagem ao conceito, explicada parte da sua base teórica e indicado o seu método de aplicação. É de notar que qualquer processo de otimização levado a cabo ao longo desta tese, foi feito com recurso a softwares que detêm esta capacidade, não tendo sido implementado qualquer código para tal, mas apenas utilizados os recursos disponíveis do ponto de vista do utilizador. Relativamente ao segundo, é feita uma abordagem inicial ao conceito de impressão 3D, uma contextualização do seu papel em determinadas áreas e setores de atividade na atualidade, como é o caso dos setores militar e espacial, e uma breve explicação das várias categorias de fabrico aditivo. De notar ainda a comparação feita entre alguns dos materiais de impressão 3D disponíveis, de modo a efetuar a escolha pelo que será mais indicado para a aeronave em questão, e caracterização do mesmo.

O terceiro capítulo é dedicado ao desenho preliminar do UAV, no qual se pode destacar a seleção do sistema propulsor, o dimensionamento da aeronave, com base na comparação feita com outras alternativas do mercado e no cálculo do designado Design Point, seleção do perfil mais indicado para as asas e sua caracterização aerodinâmica, introdução do termo de resistência teórica da aeronave, listagem de todos os componentes de propulsão e controlo o UAV, uma análise de estabilidade e, por fim, o envelope de voo que imporá os limites aerodinâmicos e estruturais experienciados na missão a que se propõe a aeronave.

No quarto capítulo abordam-se as diversas análises de CFD, para estudos aerodinâmicos, a que a aeronave foi sujeita.

O quinto capítulo destina-se à análise do processo de otimização topológica a que o UAV é sujeito, fazendo uso dos dados retirados das análises CFD, abordadas no capítulo anterior.

Por último, o sexto capítulo aglomera as conclusões tiradas de todos os estudos efetuados para desenvolvimento do UAV, bem como sugestões para trabalho a desenvolver no futuro.

Capítulo 2

Estado da Arte

Desenvolvimento conceptual de uma aeronave não tripulada, com recurso a otimização topológica para produção por impressão 3D. Ora, sendo este o cerne deste trabalho, é importante fazer uma introdução dos conceitos de otimização topológica e impressão 3D, tanto a nível da teoria por detrás destes, como pelos métodos existentes hoje em dia, a sua aplicabilidade e o estado em que nos encontramos a nível de desenvolvimento dos mesmos.

Primeiramente é abordado o tópico da otimização topológica, analisando-se a teoria na qual este método se baseia, assim como o método de implementação do mesmo.

Em seguida, faz-se a introdução do tema da impressão 3D, focando-se alguns dos casos de aplicabilidade deste método de produção, mas também os diferentes tipos de impressão 3D existentes e até uma breve análise e apresentação do material escolhido para produção da fuselagem do UAV, o PLA.

2.1 Otimização Topológica

Neste capítulo é feita uma introdução teórica ao processo de otimização topológica. Esta tem por base o trabalho desenvolvido por Sigmund [4]; Bendsøe and Sigmund [5]; Moreira [6].

A otimização topológica é um método matemático e computacional que permite, através da distribuição de material numa estrutura sem topologia prévia, maximizar o desempenho do sistema do qual esta faz parte. Esta otimização é feita tendo em conta um espaço de desenho permitido e as condições fronteira e cargas a que a estrutura está submetida [7].

A aplicação deste método conduz à introdução de cavidades na estrutura, que, sem comprometerem a sua rigidez e resistência, permitem reduzir o peso e economizar a quantidade de material utilizado.

No âmbito da indústria aeronáutica, aliada a processos de produção aditiva (impressão 3D), a otimização topológica demonstra ter um potencial enorme no campo da redução de peso [8], contribuindo para um menor consumo de combustível e, por sua vez, reduzindo os níveis de emissões de CO_2 e restantes gases poluentes. A sua aplicabilidade vai desde a otimização de uma simples fivela do cinto de segurança, até à projeção de toda a estrutura interna das asas de uma aeronave.

Tomando por base o caso, aparentemente simples, das fivelas dos cintos de segurança, estudos

indicam que é possível, de forma não comprometedor a nível da segurança, reduzir o peso destes componentes em cerca de 55%. Este decréscimo equivale a um excedente de 85 gramas em cada fivela, o que no caso do Airbus A380, com 853 lugares, conduziria a uma economia de pouco mais de 70 kg. Em primeira análise, pode parecer um valor irrisório, mas ao longo da vida útil de uma aeronave como esta, pode equivaler a uma poupança superior a 3 milhões de litros de combustível [9].

É precisamente por ter um papel tão relevante, que a otimização topológica é alvo de constantes desenvolvimentos. Exemplo disso é o aumento abrupto na resolução dos modelos 3D utilizados neste processo. Fruto de recentes avanços nesta área, começam a surgir programas que permitem obter uma resolução de até mil milhões de voxels (menor elemento constituinte do modelo, assim como os píxeis estão para um dispositivo de reprodução), face aos 5 milhões até aqui utilizados.

A título exemplificativo, este aumento de resolução permite realizar uma discretização mais pormenorizada do modelo e, como tal, tornar o processo de otimização mais eficaz. Isto é o suficiente para, no caso da asa de um Boeing 777, reduzir o peso em cerca de 5% [10].

Dos diversos métodos de otimização topológica existentes, o que irá ser abordado e brevemente explicado posteriormente é o SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization) [11]. Esta abordagem tem por base a densidade relativa ρ de cada elemento constituinte da malha usada para discretizar a estrutura alvo da otimização. Caracteriza-se igualmente pela aplicação de um elemento penalizador que permite conduzir a solução a valores discretos e binários de 0-1.

2.1.1 Parametrização do Desenho

No processo de obtenção da topologia de uma estrutura, o objetivo é a determinação da distribuição de material que maximiza o seu desempenho. Isto é, que pontos devem ser ocupados pelo material isotrópico em causa, e que pontos devem permanecer vazios, resultando uma representação semelhante a uma imagem a preto e branco. Pretende-se assim determinar o subconjunto Ω^{mat} composto por pontos materiais, pertencente ao domínio de referência Ω .

No caso do problema de conformidade mínima, o desenho ótimo prende-se com a escolha ótima do tensor de rigidez $E_{ijkl}(x)$, variável do domínio. Para além da rigidez, o deslocamento u é outro campo de interesse nestes problemas. Ao utilizar a mesma malha de elementos finitos para ambos os campos, e considerando E constante para cada elemento, pode-se chegar à relação (2.1),

$$K(E_e)u = f, \quad E_e \in E_{ad} \quad (2.1)$$

onde u é o vetor de deslocamentos, f é o vetor de cargas e K é a matriz rigidez que depende da rigidez E_e de cada elemento $e = 1, \dots, N$:

$$K = \sum_{e=1}^N K_e(E_e). \quad (2.2)$$

De modo a obter a representação a preto e branco da geometria, através da discretização de ele-

mentos finitos, o conjunto E_{ad} de tensores de rigidez admissíveis resume-se àqueles para os quais:

$$E_{ijkl} = 1_{\Omega^{mat}} E^0_{ijkl}, \quad 1_{\Omega^{mat}} = \begin{cases} 1 & \text{if } x \in \Omega^{mat}, \\ 0 & \text{if } x \in \Omega \setminus \Omega^{mat}, \end{cases} \quad (2.3)$$

onde E^0_{ijkl} é o tensor de rigidez do material isotrópico em causa.

O volume de material é representado por χ , e a inequação (2.4) demonstra que a quantidade de material à disposição para o problema de conformidade mínima é limitada.

$$\int_{\Omega} 1_{\Omega^{mat}} d\Omega = Vol(\Omega^{mat}) \leq \chi \quad (2.4)$$

Ora, seguindo esta defenição de E_{ad} , o método mais adotado para resolver este tipo de problemas, é a substituição das variáveis inteiras por variáveis contínuas e a introdução de uma penalização, de modo a conduzir as soluções a valores de 0-1. Assim sendo, o problema de desenho no domínio fixo torna-se num problema de dimensionamento, sendo, para isso, necessário modificar a matriz rigidez. É precisamente aqui que entra o conceito de densidade relativa do material, passando a rigidez a depender continuamente de ρ . Introduce-se igualmente um elemento penalizador (p) que servirá para eliminar valores intermédios de densidade.

$$E_{ijkl}(x) = \rho(x)^p E^0_{ijkl}, \quad p > 1, \quad (2.5)$$

$$\int_{\Omega} \rho(x) d\Omega \leq \chi; \quad 0 < \rho_{min} \leq \rho(x) \leq 1, \quad x \in \Omega$$

Em 2.5 está representado o método SIMP [11], anteriormente referido, e no qual a densidade ρ é a variável de desenho. É também de notar que lhe é imposto um limite inferior para evitar o surgimento de singularidades no problema do equilíbrio. Deste modo, os pontos a vazio apresentam uma densidade ρ_{min} , geralmente com valores em torno de 10^{-3} [12]. p interpreta o papel de elemento penalizador e tem valores superiores a 1, precisamente para que densidades intermédias sejam filtradas e conduzidas a valores de 0 ou 1.

De modo a que o método SIMP possa ser considerado, p tem de satisfazer as seguintes condições:

$$p \geq \max\left\{\frac{2}{1-\nu^0}, \frac{4}{1+\nu^0}\right\} \quad (\text{in } 2 - D), \quad (2.6)$$

$$p \geq \max\left\{15\frac{1-\nu^0}{7-5\nu^0}, \frac{3}{2}\frac{1-\nu^0}{1-2\nu^0}\right\} \quad (\text{in } 3 - D),$$

sendo ν^0 o coeficiente de Poisson do material fornecido com tensor de rigidez E^0_{ijkl} .

Relativamente aos valores de p aconselhados, para 2-D deve ser igual ou superior a 3, o que corresponde a um coeficiente de Poisson igual a $\frac{1}{3}$. Já para 3-D, o mínimo admissível é de 2, no entanto, para $\nu^0 = \frac{1}{3}$, p deve também ser superior a 3.

Uma abordagem SIMP modificada pode ser usada onde o módulo de Young do "vazio" ou material fraco E^{min} é definido, que é diferente de zero para evitar a singularidade da matriz de rigidez do elemento finito [6].

2.1.2 Conformidade Mínima

No problema de Conformidade Mínima, o objetivo prende-se com a obtenção das variáveis de desenho, neste caso a distribuição de densidade, que conduz à minimização da energia de deformação verificada na estrutura em análise face às condições fronteira e cargas aplicadas. O tensor de conformidade, representado por C , é obtido através da inversão do tensor rigidez, $C_{ijkl} = (E^{-1})_{ijkl}$, e é definido da seguinte forma:

$$C(\rho) = f^T u(\rho) \quad (2.7)$$

onde f e u são os vetores de carga e deslocamento, respetivamente.

Assim sendo, tendo-se já definido a conformidade, estão reunidas as condições necessárias à formulação do problema de conformidade mínima, que pode ser apresentado da seguinte forma:

$$\begin{aligned} \text{minimizar:} \quad & C(\rho) = f^T u(\rho) \\ \text{com respeito a:} \quad & \rho \\ \text{sujeito a:} \quad & f = Ku \\ & \frac{V(\rho)}{V_0} = v \\ & 0 < \rho_{min} \leq \rho \leq 1, \end{aligned} \quad (2.8)$$

onde $f = Ku$ é a equação de estado, podendo também ser escrita na forma $C = f^T u$, o que se poderá mostrar mais eficiente a nível numérico. A razão entre o volume de material disponível e o volume do domínio de desenho tem o nome de fração volúmica e é representada por v . Quanto à última condição, impõe os limites superior e inferior da densidade.

Ao aliar a equação de estado à definição de conformidade 2.7 e decompondo a segunda à soma das contribuições elementares dos N elementos que compõem a malha da discretização, obtém-se:

$$\begin{cases} C(\rho) = u^T K u \\ C(\rho) = \sum_{e=1}^N c_e \end{cases} \implies C(\rho) = \sum_{e=1}^N u_e^T K_e u_e. \quad (2.9)$$

2.1.3 Critério de Otimização

Os problemas de programação não linear são uma realidade presente nos processos de otimização. Um dos métodos para contornar este percalço é a aplicação das condições de Karush-Kuhn-Tucker, que permitem generalizar o método dos multiplicadores de Lagrange, coadunando-o com a existência de restrições de desigualdade, e não apenas de igualdade [5].

Considerando as restrições presentes no problema de conformidade mínima (2.8) e com os multiplicadores de Lagrange Λ , λ^- , λ^+ e α , a função de Lagrange apresentada seguidamente (2.10) reúne as condições necessárias à otimização da variável de desenho ρ .

$$\mathcal{L}(\rho) = C(\rho) + \Lambda \left(\frac{V(\rho)}{V_0} - v \right) + \lambda^- (Ku - f) + \lambda^+ (\rho_{min} - \rho) + \alpha(\rho - 1) \quad (2.10)$$

Efetuando a derivada da função de Lagrange respectivamente à variável ρ , obtém-se a seguinte equação de otimização:

$$\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \rho_e} = \frac{\partial C}{\partial \rho_e} + \Lambda \frac{\partial V(\rho)}{\partial \rho_e} - \lambda^+ + \alpha = 0 \quad (2.11)$$

a qual se transforma em (2.12), no caso dos multiplicadores de Lagrange λ^+ e α serem nulos, fruto da inatividade das desigualdades de (2.8).

$$\frac{\partial C}{\partial \rho_e} + \Lambda \frac{\partial V(\rho)}{\partial \rho_e} = 0 \quad (2.12)$$

No decorrer do processo iterativo para a obtenção da distribuição de densidades, a atualização do valor da densidade é feita segundo o seguinte esquema:

$$\rho_{m+1} = \begin{cases} \max\{(1 - \zeta)\rho_m, \rho_{min}\} & \text{if } \rho_m B_m^\xi \leq \max\{(1 - \zeta)\rho_m, \rho_{min}\}, \\ \rho_m B_m^\xi & \text{if } \max\{(1 - \zeta)\rho_m, \rho_{min}\} < \rho_m B_m^\xi < \min\{(1 + \zeta)\rho_m, 1\}, \\ \min\{(1 + \zeta)\rho_m, 1\} & \text{if } \min\{(1 + \zeta)\rho_m, 1\} \leq \rho_m B_m^\xi, \end{cases} \quad (2.13)$$

em que ρ_m corresponde à densidade no passo iterativo m . A variável ξ desempenha o papel de parâmetro de ajuste e ζ o de limitador de movimento. Ambos se destinam a controlar as mudanças que ocorrem a cada paço da iteração, podendo ser-lhes atribuídos diferentes valores que conduzam a uma convergência mais rápida e estável, aumentando a eficiência do método. Valores típicos para estas variáveis são 0.5 e 0.2, para η e ζ , respetivamente.

B_m obtém-se da equação (2.14), que pode ser deduzida de (2.12) para o caso ótimo em que $B_m = 1$.

$$B_m = - \left(\Lambda \frac{\partial V(\rho)}{\partial \rho_e} \right)^{-1} \frac{\partial C}{\partial \rho_e} \quad (2.14)$$

Como se pode concluir da análise das equações apresentadas acima, a atualização do valor da densidade depende do multiplicador de Lagrange Λ , pelo que este deve ser atualizado num circuito interno, que respeite as restrições volúmicas apresentadas.

Método de Implementação

O método dos critérios de otimização, para encontrar a topologia ideal de uma estrutura construída a partir de um único material isotrópico, consiste nas seguintes etapas:

Pré-processamento da geometria e aplicação das cargas:

- Seleção de um domínio de referência adequado, que permita a aplicação das cargas.

- Delinear as zonas do domínio de referência que se destinam a ser projetadas, bem como as que se destinam a ser domínios sólidos ou vazios.
- Gerar uma malha de elementos finitos fina o suficiente para descrever a estrutura numa representação de mapa de bits de resolução razoável. Esta deve também permanecer inalterada durante todo o processo de design.
- Construir espaços de elementos finitos para os campos independentes de deslocamento e as variáveis de projeto.

Otimização:

A otimização tem por objetivo a obtenção da distribuição ideal da variável de desenho ρ , no domínio de referência.

- Desenvolvimento do desenho inicial, tendo como objetivo, por exemplo, a distribuição homogênea de material.
- Início do processo iterativo com base nos critérios de atualização do valor da densidade.
- Cálculo, com recurso ao método dos elementos finitos, os deslocamentos e deformações resultantes.
- Calcular a conformidade. Caso a diferença face ao valor obtido na iteração anterior seja menor que a tolerância definida, deve-se parar o processo iterativo.
- Calcular a atualização da variável densidade, com base no esquema mostrado na seção 1.3 (Critério de Otimização). Esta etapa também consiste em um ciclo de iteração interna para localizar o valor do multiplicador Lagrange Λ para o constrangimento de volume.

Nos casos em que partes da estrutura são fixas, a atualização das variáveis de projeto deve ser invocada apenas para as áreas que estão a ser redesenhadas.

Processamento de resultados:

- Ter a capacidade de visualizar o formato da estrutura obtida no processo de distribuição ótima de material.
- Reproduzir a forma alcançada com auxílio a software de CAD, por exemplo.

2.2 Fabrico Aditivo

O Fabrico Aditivo, recorrentemente denominado pela sua terminologia em inglês Additive Manufacturing (AM), refere-se a um conjunto de tecnologias de impressão tridimensional (3D) que possibilita a produção de objetos com geometrias complexas. A ISO / ASTM 52900-15 estabeleceu e definiu termos

usados na tecnologia AM, definindo AM como o “processo de união de materiais para fazer peças a partir de dados de modelos tridimensionais (3D), geralmente camada sobre camada, em oposição à fabricação subtrativa e metodologias de fabricação formativas” [13]. Esta versatilidade, aliada a tecnologias cada vez mais avançadas, novos equipamentos e materiais, permite que os custos de produção através deste método tenham tomado um rumo descendente na última década [14]. A versatilidade deste processo tem-se também revelado fundamental para aplicações em locais de difícil acesso, tais como estações espaciais ou campos de batalha, nos quais começa a ser possível produzir no local componentes em falta.

2.2.1 Fabrico Aditivo em Contexto Militar

O exército norte-americano já recorre a uma liga de aço em formato de pó, para imprimir peças sobresselentes, em 3D, com elevada resistência, para veículos terrestres. Um exemplo desta aplicação são as ventoinhas para arrefecimento do motor dos tanques de combate M1 Abrams. Nas palavras do líder de equipa no ramo de ciência e tecnologia de fabrico do Laboratório de Pesquisa do Exército norte-americano (ARL), o Dr. Brandon McWilliams, “em vez de se preocupar em carregar um camião inteiro ou transportar cargas de peças de reposição, desde que se tenha matérias-primas e uma impressora, pode-se, potencialmente, fazer o que precisar”[15].

Testes feitos à liga metálica AF96 [16], inicialmente desenvolvida pela força aérea dos Estados Unidos da América para bombas de ataque a búnqueres, e utilizada na impressão dos componentes previamente mencionados, revelam que os resultantes do fabrico aditivo com esta liga demonstram ser 50% mais resistentes que os equivalentes disponíveis comercialmente [15].

2.2.2 Categorias do Fabrico Aditivo

De acordo com o Comité Técnico Internacional ASTM F42, é possível dividir as tecnologias de manufatura aditiva em 7 categorias diferentes: *Material Jetting*, *Powder Bed Fusion*, *Binder Jetting*, *Directed Energy Deposition*, *Vat Photopolymerization*, *Sheet Lamination* e *Material Extrusion* [17]. Todos eles diferem nos materiais utilizados, métodos de produção e no fim de aplicação dos objetos fabricados.

Material Jetting

O material jetting (MJ) é um processo de fabrico aditivo que tem por base um princípio de funcionamento semelhante às impressoras bidimensionais (2D) de jato de tinta. Em primeiro lugar, uma cabeça de impressão (semelhante às cabeças de impressão usadas para impressão a jato de tinta padrão) distribui o foto-polímero em estado líquido e, em caso de necessidade, o material de suporte. Posteriormente, finalizada a deposição da primeira camada de material, ocorre a sua solidificação sob luz ultravioleta (UV), construindo uma peça camada por camada. Os materiais utilizados no MJ são foto-polímeros termoendurecíveis (acrílicos) que vêm na forma líquida [18]. O material de suporte, apesar de representar uma desvantagem no ponto de vista da quantidade de material desperdiçado, pode

ser facilmente removido após o término do processo de impressão. Na Figura 2.1 é possível ver um esquema com os principais componentes de uma impressora de MJ.

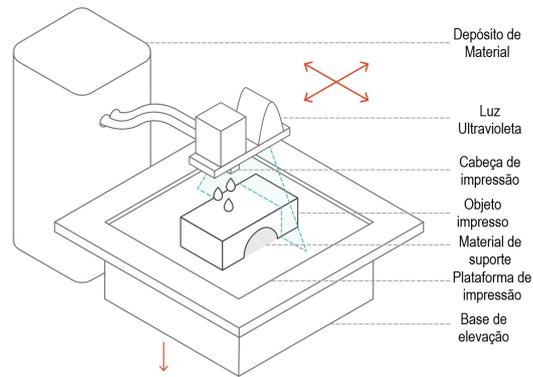


Figura 2.1: Impressora 3D de MJ [18]

Powder Bed Fusion

O Powder Bed Fusion é um método de fabrico aditivo, no qual o material base está depositado numa plataforma, em formato de pó ou granulado, sendo derretido ou fundido por um laser ou feixe de eletrões, que incide seletivamente na cama de material granulado. Este processo é feito camada a camada, e as sucessivas coberturas de pó são asseguradas por um rolo ou uma lâmina que espalha a nova camada uniformemente [19].

Os materiais utilizados variam entre polímeros, cerâmicas e metais, ainda que todos se encontrem no estado de partículas granulares.

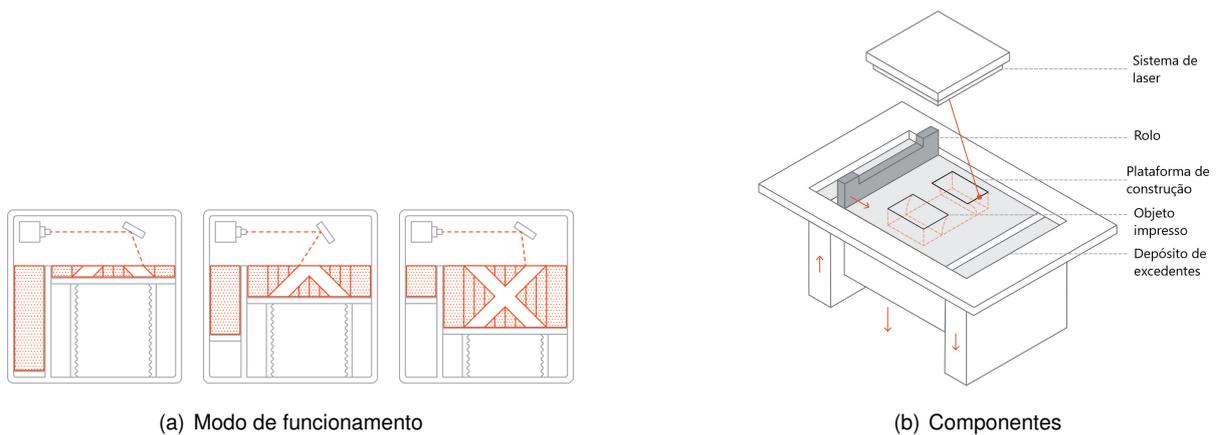


Figura 2.2: Impressora de Powder Bed Fusion [19]

Tendo em conta as diversas variantes que este método apresenta, pode ser dividido em múltiplas técnicas, sendo as mais comuns: *Direct Metal Laser Sintering* (DMLS) [20], *Electron Beam Melting* (EBM) [21], *Selective Heat Sintering* (SHS) [22], *Selective Laser Sintering* (SLS) [23] e *Selective Laser Melting* (SLM) [24].

O DMLS e o SLS utilizam o mesmo princípio, a sinterização do material em substituição da sua

fusão completa. Diferem-se apenas no tipo de material utilizado, sendo o DMLS destinado a metais e o SLS a polímeros e cerâmicas.

O EBM caracteriza-se pela necessidade de vácuo, e pela utilização de um feixe de elétrons para proceder à fusão de metais e ligas metálicas.

O SHS é em tudo semelhante ao SLS, mas recorre a uma impressão térmica aquecida como fonte para a sinterização do material, geralmente nylon.

Por fim, o SLM passa por derreter o material em vez de o sinterizar. Isto poderá trazer complicações a nível estrutural, uma vez que a porosidade do produto final irá aumentar.

Binder Jetting

No processo de Binder Jetting é utilizado um material de base sob o formato de pó e um aglutinante líquido, responsável pela adesão entre partículas e entre camadas. Este aglutinante é injetado, através de uma cabeça de impressão, nos locais onde se pretende unificar a base granulada. Finalizada a primeira camada, um rolo inteira-se de espalhar, uniformemente, uma nova camada de pó, na qual o processo se irá repetir. Este ciclo é levado a cabo sucessivamente, a fim de construir o objeto, camada a camada [25].

O Binder Jetting é um método que foi primeiramente desenvolvido no MIT [26], e é regularmente utilizado para a construção de moldes de areia, peças metálicas de baixo custo e peças plásticas coloridas. Nas últimas, a tinta é injetada aquando da libertação do aglutinante.

O ponto mais negativo de processo, prende-se com a elevada porosidade e fragilidade apresentada nos objetos por ele impressos. Com vista a minimizar estes efeitos, nos modelos metálicos é efetuado um tratamento térmico e injetado metal líquido (geralmente bronze), para aumento da densidade. Nas peças plásticas é feita a injeção e revestimento deacrílico, de forma a tornar as cores mais vibrantes e duradoras [25].

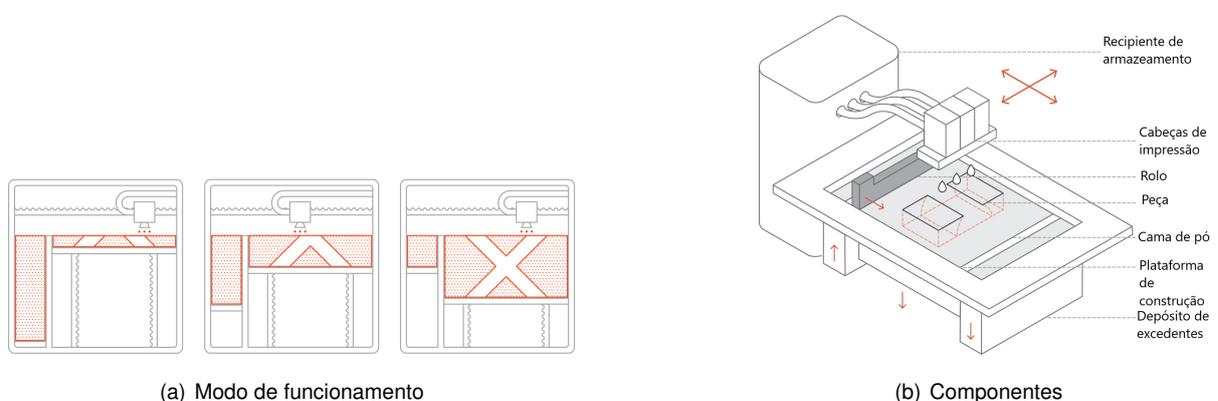


Figura 2.3: Impressora de Binder Jetting [25]

Directed Energy Deposition

O método de Direct Energy Deposition consiste na injeção de um fio de metal em regiões específicas, que é derretido no momento da sua deposição por um raio laser ou um feixe de elétrons. O metal solidifica quando arrefece, formando o objeto.

Este processo é extensivamente utilizado para reparação de peças já existentes, mas também permite a construção de outras a partir do zero. Tem como vantagens a possibilidade de depositar material nos mais variados ângulos e a utilização de um diverso leque de metais. Por outro lado, podem-se verificar tensões residuais causadas por aquecimento desuniforme [27]. Na Figura 2.4 é possível ver um esquema de uma impressora de Direct Energy Deposition.

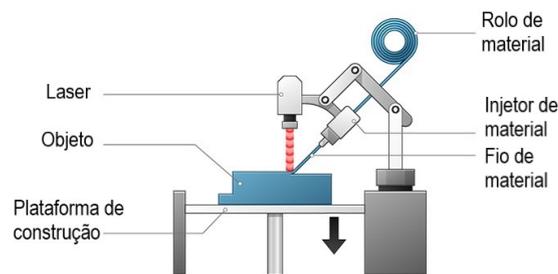


Figura 2.4: Impressora 3D de DED [27]

Vat Photopolymerization

A Vat Photopolymerization é um processo de AM que cria um objeto, procedendo à cura seletiva de uma resina polimérica fotossensível no estado líquido, através de um feixe de luz UV [28].

É considerada a primeira técnica de impressão 3D alguma vez utilizada, tendo sido patenteada em 1986, patente essa que é hoje propriedade da empresa 3D Systems, Inc. [29].

O seu modo de funcionamento consiste nos seguintes passos: a plataforma de construção é posicionada sobre a resina polimérica, à distância de uma camada do líquido; o laser UV, com o auxílio de espelhos, incide seletivamente na resina e cura-a; finalizada uma camada do objeto, a plataforma sobe, de forma a permitir que uma lâmina de varrimento volte a revestir toda a superfície com resina (ver Figura 2.5 (a)). O processo repete-se até à finalização da peça [28].

Posteriormente, os modelos impressos devem ser alvo de um pós-processamento, sob luz UV, de modo a obter as propriedades mecânicas e térmicas desejadas.

As únicas matérias primas compatíveis com este método são os polímeros.

Sheet Lamination

Este processo pode ser considerado um híbrido entre fabrico aditivo e subtrativo. Inicia-se com uma camada de material sólido, de espessura bastante reduzida, colocada na superfície da construção. Este pode ser desde papel, no caso da *Laminated Object Manufacturing* (LOM) [30], a metal, se se

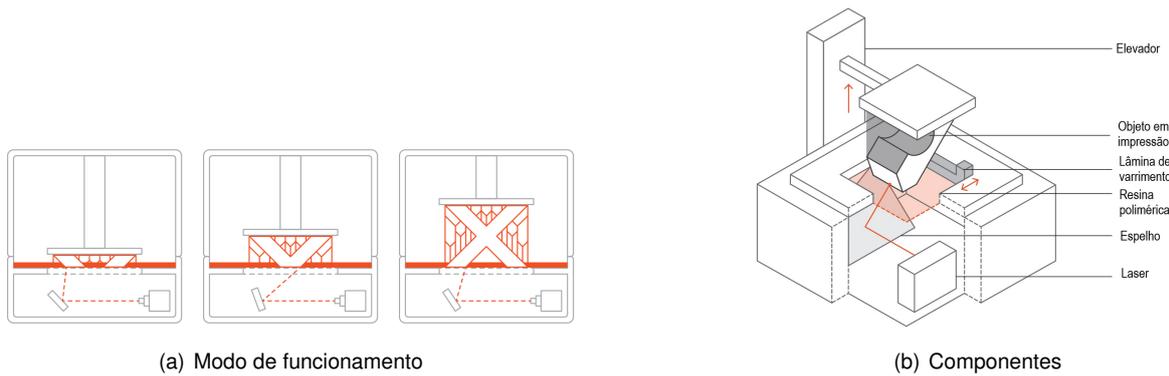


Figura 2.5: Impressora de Vat Photopolymerization [28]

tratar de *Ultrasonic Additive Manufacturing* (UAM) [31], ou até mesmo cerâmica, para *Computer-Aided Manufacturing of Laminated Engineering Materials* (CAM-LEM) [32].

A ligação entre a camada anterior e a atual, pode ser efetuada antes ou após o corte da segunda. Essa conexão entre camadas ocorre através de diversos métodos, dependendo do processo. No caso da LOM é utilizado um polímero incorporado no papel, que é derretido e permite a união das camadas, já na UAM as folhas metálicas são soldadas.

O corte de cada camada, que, devido à reduzida espessura, pode ser considerada como um elemento 2D, é feito com recurso a lasers, lâminas ou cortadores CNC, dependendo da matéria prima em utilização [33].

A repetição deste processo dá origem à peça final 3D.

Na Figura 2.6 está representada uma impressora de sheet lamination.

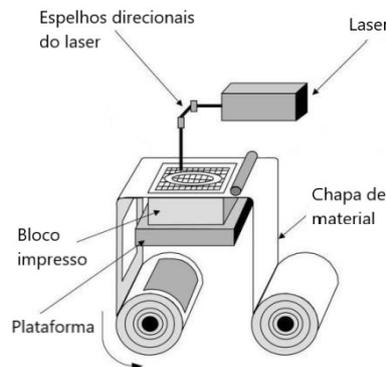


Figura 2.6: Processo de Sheet Lamination [33]

Material Extrusion

No âmbito do tema de investigação desta tese, a categoria de fabrico aditivo que irá ser abordada e utilizada é a Extrusão de Material (Material Extrusion), mais especificamente, a Modelação por Deposição Fundida, mais comumente conhecida pela sua sigla inglesa FDM (Fused Deposition Modeling), visto que acaba por ser a técnica mais difundida e com menor custo.

A FDM é uma das tecnologias de impressão 3D mais comuns e económicas, e tem, recentemente,

ganho popularidade entre designers e proprietários de pequenas empresas, devido ao baixo investimento inicial e à crescente disponibilidade de software de impressão 3D e software de modelação CAD (do inglês Computer Aided Design). Também por isso, a sua presença e utilização doméstica tem aumentado [34].

O seu princípio de funcionamento baseia-se na extrusão de um filamento de plástico fundido através de um bocal. Esse mesmo filamento encontra-se armazenado num rolo, estando o seu fornecimento garantido através da cabeça de impressão, que utiliza um sistema de aperto binário para assegurar uma alimentação controlada de filamento ao bloco de aquecimento. Aí, o filamento é fundido e forçado a atravessar o bocal de diâmetro mais reduzido (conforme ilustrado na Figura 2.7).

Uma vez extrudido, o filamento é depositado no tabuleiro de impressão, formando a primeira camada de material com o formato do objeto que está a ser impresso. Ao secar e endurecer, esta primeira camada adere ao tabuleiro de impressão. O próximo passo pode variar consoante a impressora em utilização, em certos casos a plataforma de construção desce, noutras a cabeça de impressão sobe. Dá-se, então, início à impressão da segunda camada de material, a qual irá aderir à primeira, previamente impressa. Este processo repete-se sucessivamente, até que a totalidade do objeto esteja impresso [35].

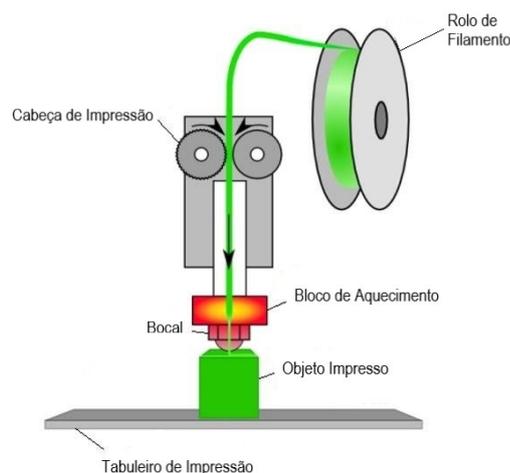


Figura 2.7: Impressora 3D de FDM [36]

A lista de polímeros termoplásticos que podem ser impressos com recurso à FDM é extensa, e as propriedades mecânicas variam entre eles. Os polímeros mais utilizados são o ABS (Acrilonitrilo Butadieno Estireno), o ASA (Acrilonitrilo Estireno Acrilato), o Nylon, o PC (Policarbonato), a PEI (Polieterimida), o PET (Tereftalato de Polietileno), o PLA (Poliácido Láctico), o PP (Polipropileno) e o TPU (Poliuretano) [37].

Considerando x a direção axial e y a direção transversal, prefazendo ambas o plano de impressão xy , diversos estudos foram realizados no âmbito da obtenção da tensão máxima de tração segundo x , para ângulos de impressão de 0° e 90° (Figura 2.8). Os resultados para alguns dos polímeros utilizados podem ser consultados na Tabela 2.1.

Analisando os valores expostos, pode-se verificar que existe uma diferença na tensão máxima de

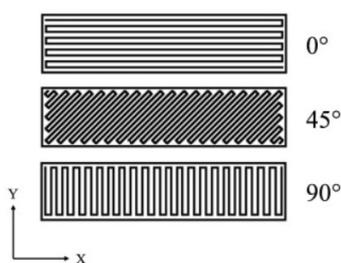


Figura 2.8: Padrões de impressão

Tabela 2.1: Tensões máximas de tração [MPa] de termoplásticos impressos por FDM.

Ângulo de Impressão	ABS	PLA	Polycarbonato	Polipropileno
0°	34	58	59.7	36
90°	26	54	19	32
Autores	Rezayat et al. [38]	Letcher et al. [39]	Hill et al. [40]	Carneiro et al. [41]

tração consoante a direção de impressão. Tais discrepâncias devem-se às disposições díspares do filamento em cada um dos casos, conduzindo a diferentes resistências mecânicas das amostras impressas.

Tratando-se de um processo de fabrico aditivo por deposição de polímeros fundidos, com uma microestrutura em camadas, o material constitutivo dos componentes impressos não é homogêneo, apresentando diferentes distribuições nas várias direções e populações de defeitos dispersas, devido a processos de fabricação imperfeitos [42]. Estes motivos conduzem a uma resposta mecânica anisotrópica.

É ainda de referir, o papel fundamental que os parâmetros de controlo da impressão 3D ao dispôr do utilizador têm. Ao fazer uma escolha criteriosa e estudada de fatores como a temperatura e velocidade de extrusão, ou a espessura de cada camada, é possível minimizar a porosidade dos componentes impressos, o que implica uma melhoria no seu comportamento mecânico.

2.2.3 PLA

O PLA ou Poliláctico é um polímero orgânico que tem por base moléculas de ácido láctico, de origem biológica. Este polímero provém assim de fontes renováveis, tais como a cana de açúcar, milho e amido, apresentando vantagens de cariz ambiental. É, portanto, biodegradável e de fácil reciclagem [35].

Numa primeira fase, a sua utilização cingia-se à produção de produtos para a indústria biomédica e para o fabrico de embalagens com curto período de vida. Contudo, esta realidade tem vindo a ser alterada. Com a crescente escassez de recursos petrolíferos e leis cada vez mais apertadas do ponto de vista ambiental, o PLA tem ganho relevância como alternativa aos polímeros de origem fóssil. Hoje em dia, encontra-se presente em indústrias de eletrónica [43], automóvel [44] [45] [46], aeronáutica [47], medicina [48] [49], entre outras, para aplicações de longa duração.

No caso específico deste estudo, estando o leque de tecnologias de impressão 3D existentes reduzido à FDM, e associando esta limitação ao caráter mais amigo de ambiente que o PLA apresenta,

assim como o facto de ser o polímero termoplástico que apresenta as tensões máximas de tração mais consistentes e elevadas (ver Tabela 2.1), faz dele a escolha ideal para a construção da asa em desenvolvimento.

Song et al. [34] evidenciaram, no seu estudo, a resposta mecânica ortotrópica do PLA, bem como a anisotropia e assimetria, com comportamento de fratura dependente da direção, característicos dos plásticos impressos em 3D.

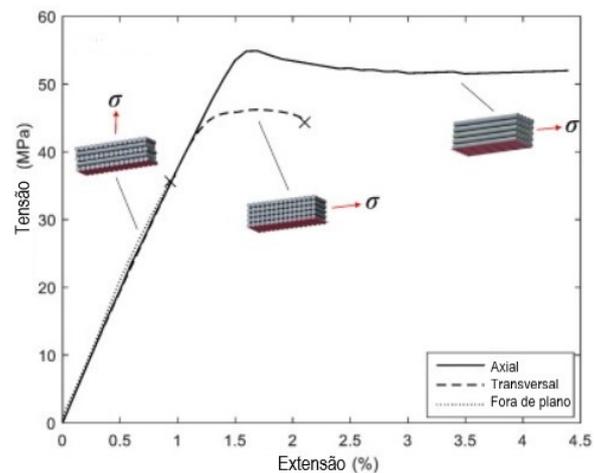


Figura 2.9: Resposta à tração nas direções axial, transversal e para fora do plano [34].

Da análise da Figura 2.9 conclui-se que o comportamento das amostras de PLA, quando em regime elástico, é maioritariamente isotrópico. Porém, as tensões de rotura verificadas para as diferentes direções, já revelam o caráter ortotrópico do material, sendo este particularmente mais resistente a esforços de tração na direção axial (x).

No estudo que elaboraram, Song et al. [34] procuraram também, completar a literatura previamente publicada por Letcher et al. [39], ao estudar o comportamento do PLA quando sujeito a testes de compressão e de resistência à fratura.

Destes testes de resistência à fratura (flexão com 3 pontos de apoio a provetes com entalhe), resultaram os valores da tenacidade à fratura K_{IC} presentes na tabela 2.2.

Tabela 2.2: Valores iniciais de tenacidade à fratura para impressões a 0° e 90° [34].

Ângulo de Impressão	Tenacidade à Fratura $K_{IC}(MPa\sqrt{m})$	Incerteza
0°	5.05	±0.19
90°	4.06	±0.15

Verifica-se assim, que a resposta à fratura do material é mais resistente quando testada na direção axial do que na direção transversal.

2.3 Otimização Topológica e Fabrico Aditivo

A grande vantagem que o Fabrico Aditivo apresenta face a métodos de fabrico mais tradicionais, como é o caso do fabrico por moldes ou o fabrico subtrativo, é a maior liberdade que permite ter no processo de desenho da peça. No caso dos processos de fabrico mais tradicionais, mencionados anteriormente, impõem-se limites à geometria dos componentes produzidos através deles, pois no caso do primeiro, é necessário ter o cuidado que a peça possa ser desmoldada após o seu arrefecimento, e no segundo, que as ferramentas para maquinação e subtração de material, consigam aceder aos locais alvo de intervenção para produção da peça. Estes problemas não se fazem sentir num processo de fabrico aditivo, uma vez que o componente vai sendo produzido camada a camada.

É precisamente aqui que se encontra a grande mais valia na associação deste método de fabrico com a otimização topológica, pois permite explorar ao máximo as capacidades desta, dando a possibilidade de produzir peças com geometrias até então impossíveis de obter com uma só peça maciça. Um dos primeiros estudos sobre as vantagens da associação destes dois recursos foi apresentado por Ashcroft et al. [50].

Ainda assim, o método de fabrico aditivo também apresenta alguns problemas [8, 51], nomeadamente o fraco acabamento superficial, que poderá variar consoante o material utilizado, o método de impressão adotado e a qualidade da máquina, a precisão de fabrico, que poderá não estar ao nível do que o desenho do componente exige, e a anisotropia dos componentes assim produzidos, comparando as propriedades segundo os eixos do plano da mesa de impressão com o eixo perpendicular a esta.

Outro fator importante a ter em conta, é a necessidade, em determinados tipos de impressão 3D, de adicionar material de suporte para as partes da estrutura que não têm material a suportá-las verticalmente, isto é, na direção perpendicular ao plano de impressão [52]. Este material de suporte destina-se única e exclusivamente a aguentar a peça durante o processo de impressão, pelo que é depois retirado, aquando da finalização desta. Sendo muitas vezes constituído por materiais prejudiciais ao meio ambiente, este suporte deve ser cuidadosamente projetado. Se por um lado se procura alcançar peças o mais otimizadas possível e com a menor massa possível, exigindo mais material de suporte, por outro também se pode fazer um compromisso e tentar que o componente impresso se autossustente, reduzindo o desperdício de material, mas aumentando a massa da peça. Este é um equilíbrio que deve ser estudado e analisado, consoante as prioridades do projeto.

Na figura 2.10 está representada uma peça em formato de T, com três orientações diferentes. As partes a preto dizem respeito ao componente a ser impresso, as riscas a verde representam o material de suporte. Por aqui se pode ver que a orientação de impressão duma mesma peça, pode variar substancialmente a quantidade de material de suporte usado e, conseqüentemente, desperdiçado.

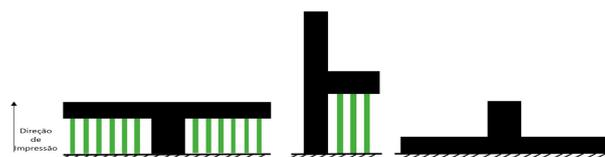


Figura 2.10: Estrutura em T (preto) e material de suporte (verde) [52].

Capítulo 3

Desenho Preliminar

3.1 Processo de Desenvolvimento do UAV

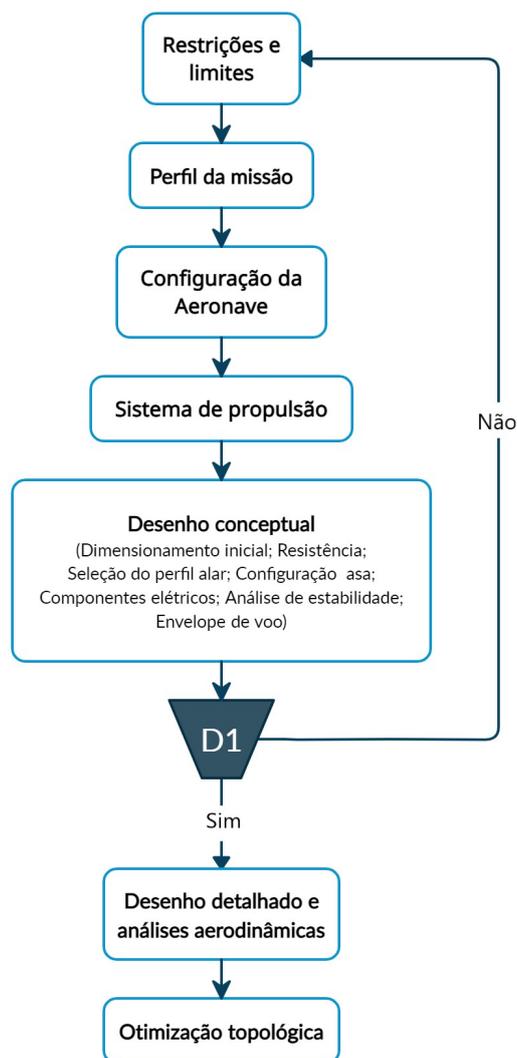


Figura 3.1: Processo de desenvolvimento

Na figura 3.1 está exposta, sob a forma de fluxograma, a metodologia que descreve o processo de desenvolvimento conceptual aplicado à aeronave em estudo.

Numa primeira fase, foi definido um conjunto de restrições e limites em torno dos quais se procedeu ao desenho da aeronave. Em seguida, foi obtido um perfil da missão de voo, seleccionada uma configuração para o UAV e escolhido um sistema propulsor adequado.

Posteriormente, foi iniciado o processo de desenho conceptual, onde se desenvolveu o dimensionamento inicial da aeronave, com base nos requisitos e na configuração escolhida, se fez uma seleção do perfil alar mais adequado e se configurou a asa. Finalizada esta fase, a configuração obtida foi alvo de análises de estabilidade e foi desenhado um envelope de voo, que define os limites aerodinâmicos e estruturais a que o UAV deve ser sujeito. Com base nestes resultados, foi tomada a decisão (D1) de prosseguir em frente e passar ao desenho detalhado, análises aerodinâmicas e, por fim, otimização topológica, ou, caso os resultados alcançados não fossem satisfatórios, regressar ao início do processo, e reformular algumas das decisões tomadas.

3.2 Perfil da Missão

No processo de desenvolvimento de uma aeronave, deve ser sempre apresentado um perfil da missão que esta irá desempenhar, de forma a determinar as condições de voo.

No caso em estudo, a missão inicia-se com uma decolagem efetuada com lançamento à mão e subida até à altitude de voo cruzeiro. É nesta fase, de voo cruzeiro, que o UAV irá permanecer grande parte do tempo em que se encontra no ar. Em seguida, terminada a supervisão da prova de desporto motorizado, ou consumida a bateria da câmara de vídeo, a aeronave inicia a fase de descida e posterior aterragem, a qual será efetuada de barriga, sem auxílio a um trem de aterragem e num local macio, de modo a não danificar as asas e a fuselagem. Na figura 3.2 encontra-se uma representação do perfil da missão que este UAV irá efetuar.

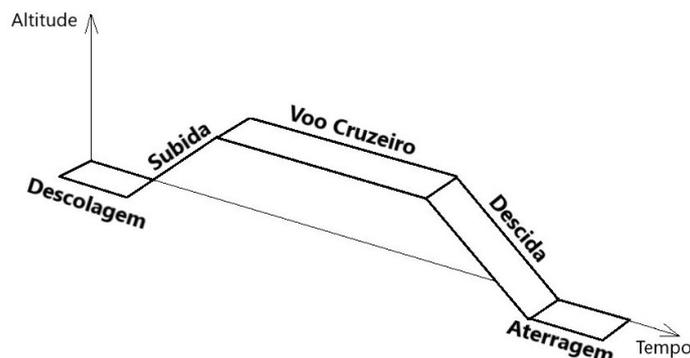


Figura 3.2: Perfil da Missão

As medidas, quer de altitude, quer de tempo, poderão não estar em consonância e à escala, uma vez que o perfil de voo apresentado é meramente ilustrativo e contém apenas as fases de voo pelas quais o UAV irá passar. Os tempos de subida e descida poderão variar consoante a dimensão da pista

e consequente a área de vigilância a que cada aeronave ficar sujeita. A altitude de voo depende não só do motivo enumerado anteriormente, mas também da altitude a que o circuito em questão se encontra, face ao nível médio das águas do mar.

3.3 Configuração da Aeronave

Tendo por base o objetivo de monitorizar e supervisionar provas de desporto motorizado, com uma duração considerável, desde o início que se decidiu por uma configuração de asa fixa. Este tipo de aeronaves apresenta diversas vantagens relevantes para o caso em questão, desde o facto de serem aeronaves com um ótimo endurance [53], o que permite reduzir a quantidade de fonte energética a bordo, mas também garantir a sua operacionalidade num grande número de corridas, dependendo menos da duração das mesmas, bem como a segurança que representam por, em caso de falha do sistema, poderem ainda ser direcionadas para o exterior do recinto de prova, uma vez que as suas asas são a principal fonte de sustentação, ao contrário do que acontece com um VTOL tradicional (aeronave com capacidade de descolagem e aterragem verticais), que depende a 100% dos seus motores e hélices para se manter no ar.

Ainda assim, dentro das aeronaves de asa fixa, existem várias categorias, canard, com cauda fixa à fuselagem, cauda bifurcada, asa voadora, entre outras. Todas elas apresentam as suas vantagens e desvantagens, assim sendo, a escolha recaiu sobre aquela que junta o maior número de pontos a favor, tendo em conta a utilização a dar ao UAV, a asa voadora.

Do ponto de vista de controlo, esta é, possivelmente, a configuração que se apresenta mais desafiante, não contendo estabilizadores verticais nem horizontais, concentrando todas as superfícies de controlo nas asas. No entanto, as mais valias que trás em relação às restantes hipóteses são mais relevantes e acabam por não tornar muito difícil a escolha por esta configuração. Entre elas está um custo de produção mais baixo, uma maior facilidade de montagem, uma vez que contém menos componentes, um custo de manutenção mais baixo, tendo menos por onde falhar e é mais fácil de transportar.

Apesar de se ter decidido projetar uma asa voadora, esta será mais um Blended Wing-Body, ou seja, terá uma fuselagem integrada nas asas, para maior capacidade de carga e acomodação dos componentes internos.

3.4 Sistema de Propulsão

O tipo de sistema de propulsão é algo que deve ser definido com base nos requisitos e na aplicabilidade da aeronave. Para pequenos UAV's e aeronaves telecomandadas existem duas categorias de sistemas propulsivos que são maioritariamente empregues, os motores de combustão interna (CI) e a propulsão elétrica com recurso a pequenos motores elétricos.

A escolha entre um dos sistemas supramencionados deve ter em conta a análise de fatores como o peso que advém de cada um deles, dos custos de aquisição e manutenção, a eficiência, a fiabilidade e a compatibilidade de integração do sistema na aeronave em estudo.

Assim sendo, foi feita uma breve análise às vantagens e desvantagens que cada um apresenta. Começando pelo sistema com motor de combustão interna, é uma tecnologia com pouca complexidade e amplamente estudada, pelo que a manutenção deverá ser simples e de baixo custo. Para além disso, os combustíveis fósseis apresentam uma elevada densidade energética, o que representa uma vantagem quanto à autonomia da aeronave. Por outro lado, um motor de combustão interna tende a aquecer consideravelmente, o que poderá comprometer a compatibilidade com a aeronave em estudo, uma vez que o material com que a fuselagem será produzida, o PLA, apresenta baixa resistência térmica. O ruído e a vibração são outros dos fatores que caracterizam este tipo de motores. A longo prazo, essa vibração poderá ser responsável pelo desgaste de componentes ou elos de ligação na aeronave, reduzindo o seu período de vida. A existência de diversos componentes móveis também o torna mais propenso a falhas e avarias face a um sistema de propulsão puramente elétrico. Por fim, para além do depósito de combustível, requer ainda uma bateria para alimentar todos os componentes elétricos do sistema, o que aumenta o número de partes constituintes do sistema e, conseqüentemente, leva a um aumento do peso.

Passando agora à análise do sistema com motor elétrico, encontramos na autonomia a sua maior desvantagem face ao sistema com motor de combustão interna. A densidade energética das baterias é bastante inferior à dos combustíveis fósseis, requerendo baterias de grandes dimensões para poder igualar o sistema anteriormente analisado a nível de tempo de voo. Ainda assim, para a aplicação que a aeronave em estudo terá, este ponto poderá não representar um entrave à utilização deste tipo de sistema, uma vez que a autonomia operacional do UAV será limitada pela autonomia da câmara que leva integrada a bordo, que se prevê que seja de 90 minutos, ao invés da autonomia do sistema propulsor.

Como aspetos positivos, destacam-se a suavidade e o silêncio no funcionamento, a não emissão de gases poluentes, a baixa necessidade de manutenção e elevada fiabilidade, dado o baixo número de peças móveis no sistema, o baixo peso, uma vez que não existe necessidade de instalar baterias de grandes dimensões, e, por fim, a eficiência energética que apresenta (pequenas perdas de energia através de calor, ao contrário do sistema com motor de combustão interna).

Aliando todos estes motivos ao menor custo de aquisição e de utilização do sistema de propulsão com motor elétrico, este foi a escolha para aplicação na aeronave desenvolvida neste trabalho.

Escolhido o tipo de sistema a utilizar, é necessário calcular a potência requerida para a aeronave em questão, nas condições mais exigentes, ou seja, na subida, para que o motor possa ser selecionado em conformidade com esta.

As equações abaixo apresentadas [54, 55] destinam-se ao estudo de aeronaves impulsionadas por hélice. Primeiramente pode-se definir a potência operacional como o produto entre o impulso (I) e a velocidade de voo (V) (equação 3.1).

$$P_{climb_{net}} = I_{climb} V_{climb} \quad (3.1)$$

Em voo nivelado, o impulso é igual à resistência aerodinâmica, no entanto, para uma situação de subida, o impulso é calculado considerando um gradiente de subida constante (dh/dt).

$$\frac{dh}{dt} = V_{climb} \sin(\varphi) = V_{climb} \frac{I - D}{W} \Leftrightarrow I_{climb} = W \sin(\varphi) + D \quad (3.2)$$

Com uma simples manipulação matemática, demonstrada na equação 3.2, é possível obter o impulso necessário para a subida (I_{climb}), em função do peso da aeronave (W), da resistência aerodinâmica (D) e do ângulo de subida (φ).

A velocidade de subida (V_{climb}) pode ser obtida a partir da velocidade de perda multiplicada por um fator de 1.2 [55] equação 3.3:

$$V_{climb} = 1.2 V_{stall} = 1.2 \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2}{\rho C_{L_{max}}}} \quad (3.3)$$

onde S é a área alar, ρ é a densidade do ar e $C_{L_{max}}$ é o coeficiente de sustentação máxima.

Deste modo, a equação 3.1 pode ser reformulada e dar lugar à equação 3.4, que fornecerá a potência necessária em situação de subida, sem contabilização das eficiências do motor (η_{engine}) e da hélice ($\eta_{propeller}$).

$$P_{climb_{net}} = (W \sin(\varphi) + C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S) 1.2 \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2}{\rho C_{L_{max}}}} \quad (3.4)$$

Para obtenção da potência efetiva do sistema propulsivo (P_{raw}) é necessário aplicar a fórmula presente na equação 3.5.

$$P_{raw} = \frac{P_{net}}{\eta_{engine} \eta_{propeller}} \quad (3.5)$$

Será este o valor tido em conta no processo de seleção do motor a utilizar na aeronave.

3.5 Desenho Conceptual

3.5.1 Dimensionamento Inicial

O primeiro passo dado, no sentido de efetuar o dimensionamento inicial da aeronave, foi uma estimativa do peso. Para isso foi feito o levantamento das massas dos diferentes componentes internos e uma aproximação da massa da estrutura da aeronave, com base na comparação com modelos de dimensões semelhantes. A massa de cada componente pode ser consultada na tabela 3.1, que contém a lista considerada numa fase inicial do dimensionamento. Alguns deles sofreram alterações ao longo do projeto, quer em termos de quantidade como em termos de marca ou modelo. A lista final com especificações e características de todos eles poderá ser consultada no capítulo 3.5.4.

Tabela 3.1: Massa dos componentes da aeronave

Componente	Massa [g]
Câmara	58
Servo motor	2 × 12.5
ESC	36
Controlador de voo	150
Motor	28
Bateria	307.1
Hélice	10
Total	614.1

No processo de estimativa do peso da estrutura da aeronave, foram analisados vários UAV's com configuração e dimensões semelhantes ao que se encontra em estudo (tabela 3.2). Com massas que vão de perto de 300g a 700g, optou-se por definir como objetivo um valor intermédio de 500g. Face aos restantes exemplares, revela-se um valor algo ambicioso, uma vez que esses são feitos integralmente de espuma EPO (do inglês Expanded PolyOlefin) ou EPP (do inglês Expanded PolyPropylene), que têm uma densidade bastante inferior ao PLA, material com que a fuselagem desta aeronave será produzida. Como tal, este valor poderá oscilar consoante os resultados conseguidos na otimização topológica.

Tabela 3.2: UAV's com configurações semelhantes à aeronave em estudo

Aeronave	Envergadura [mm]	Massa da estrutura [g]
Reptile Harrier S1100 Black [56]	1100	400
Sonicmodell AR Wing Pro [57]	1000	340
C1 Chaser [58]	1200	660
Sonicmodell HD Wing EPO FPV [59]	1213	700

A equação 3.6 apresenta as diferentes parcelas que perfazem o peso máximo de descolagem, dizendo a componente estrutural respeito às asas e fuselagem, a carga útil a todos os componentes de controlo e telemetria, e as restantes duas aos elementos que as designam.

$$MTOW = W_{estrutura} + W_{motor} + W_{bateria} + W_{carga\ útil} \quad (3.6)$$

Feita a soma, obteve-se um $MTOW$ de 10.9293N.

Em seguida, foi selecionada uma altitude para voo cruzeiro e calculadas as propriedades condizentes com essa. De mencionar que se considerou a densidade atmosférica medida ao nível do mar, dada a baixa altitude de voo cruzeiro, e a temperatura é uma média para os meses de maior densidade de provas de desporto motorizado. O conjunto de parâmetros e propriedades utilizados estão reunidos na tabela 3.3.

Tabela 3.3: Parâmetros e propriedades considerados no dimensionamento inicial

Parâmetros e Propriedades	Dimensão
MTOW [N]	10.9293
Altitude cruzeiro (h_{cr}) [m]	20
Densidade do ar (ρ_{cr}) [kg/m^3]	1.225
Temperatura do ar (T_{cr}) [C]	20
Velocidade cruzeiro (V_{cr}) [m/s]	16.667
Viscosidade (μ_{cr}) [$Pa \cdot s$]	0.000018134

Obtida a estimativa inicial do peso da aeronave, procede-se com a determinação da área alar e potência requerida, recorrendo a equações semi-empíricas. A seleção dos rácios entre o peso e a área alar ($\frac{W}{S}$) e a potência e o peso ($\frac{P}{W}$) desempenha um papel fundamental no desenho de qualquer aeronave, incluindo os UAV's. Estes dois parâmetros, não apenas guiam o desempenho de voo, como também auxiliam a determinar as dimensões da aeronave para um dado conjunto de propriedades aerodinâmicas e de peso.

De modo a calcular o seu valor, e assim encontrar o *Design Point* que irá impulsionar o início da concepção da aeronave, algumas equações restritivas foram selecionadas, cada uma correspondendo a uma fase de voo ou acontecimento diferente. Logo à partida, tratando-se de uma aeronave com o objetivo de efetuar voos de longa duração e de vigilância, as restrições das condições de voo cruzeiro e autonomia teriam de ser tidas em conta. Adicionalmente, considerou-se também a condição de voo cruzeiro para a velocidade máxima e a condição de velocidade de perda, uma vez que é um ponto cuja análise é importante e remete para algo que de modo algum poderá acontecer, dado o local de operação do UAV.

Velocidade de Perda:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{max} = \frac{\rho V_{stall}^2}{2} C_{L_{max}} \quad (3.7)$$

Cruzeiro:

$$\left(\frac{P}{W}\right)_{min} = \frac{1}{\eta_P} \left[\frac{\rho V_{cr}^3 C_{D_0}}{2 \left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2k}{\rho V_{cr}} \left(\frac{W}{S}\right) \right] \quad (3.8)$$

$$k = \frac{1}{\pi AR e} \quad (3.9)$$

Cruzeiro (velocidade máxima):

$$\left(\frac{P}{W}\right)_{min} = \frac{1}{\eta_P} \left[\frac{\rho V_{max}^3 C_{D_0}}{2 \left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2k}{\rho V_{max}} \left(\frac{W}{S}\right) \right] \quad (3.10)$$

Subida:

$$\left(\frac{P}{W}\right)_{min} = \frac{1}{\eta_P} \left[\frac{dh}{dt} + \frac{\rho V^3 C_{D_0}}{2 \left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2k}{\rho V} \left(\frac{W}{S}\right) \right] \quad (3.11)$$

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S}\right)} \sqrt{\frac{k}{3 C_{D_0}}} \quad (3.12)$$

Autonomia:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{max} = \frac{\rho V_{cr}^2}{2} \sqrt{\frac{3 C_{D_0}}{k}} \quad (3.13)$$

Foi através da aplicação das equações anteriormente expostas [60], juntamente com a suposição dos valores de alguns parâmetros, que foi possível obter os gráficos e respetivo *Design Point* presentes na figura 3.3. Esses referidos parâmetros, cujos valores tiveram de ser estimados, são a velocidade máxima (V_{max}), a velocidade de perda (V_{stall}), o coeficiente de sustentação máxima ($C_{L_{max}}$), o coeficiente de resistência aerodinâmica para sustentação nula (C_{D_0}), o gradiente de subida (dh/dt), o alongamento (AR) e o fator de Oswald (e). No caso das velocidades máxima e de perda, os valores adotados foram $80km/h$ ($22.222m/s$) e $25km/h$ ($6.944m/s$), respetivamente. A velocidade terminal da aeronave em situação de mergulho é geralmente calculada como sendo 1.5 vezes a velocidade de cruzeiro, o que neste caso resultaria em $90km/h$ ($25m/s$), de modo a dar uma margem face a esta, a velocidade máxima definiu-se como sendo $10km/h$ mais baixa. Já a velocidade de perda foi definida com base na velocidade de perda calculada para uma aeronave semelhante, que foi objeto de estudo de outra dissertação [61].

No caso dos coeficientes de sustentação máxima e resistência aerodinâmica parasita, os valores considerados foram 1.5 e 0.015, respetivamente. Também estes tiveram por base valores obtidos no estudo de outras teses sobre aeronaves semelhantes [61, 62]. Estes são valores de partida para que o processo de dimensionamento possa ter início.

Relativamente ao gradiente de subida, este foi calculado para um ângulo de subida de 15. Para o alongamento, considerou-se um valor de 9, apropriado para aeronaves não tripuladas e de pequenas dimensões [63]. Por fim, o fator de Oswald utilizado foi de 0.8, calculado através da equação 3.14 proposta por Obert [64].

$$e = \frac{1}{1.05 + 0.007 \pi AR} \quad (3.14)$$

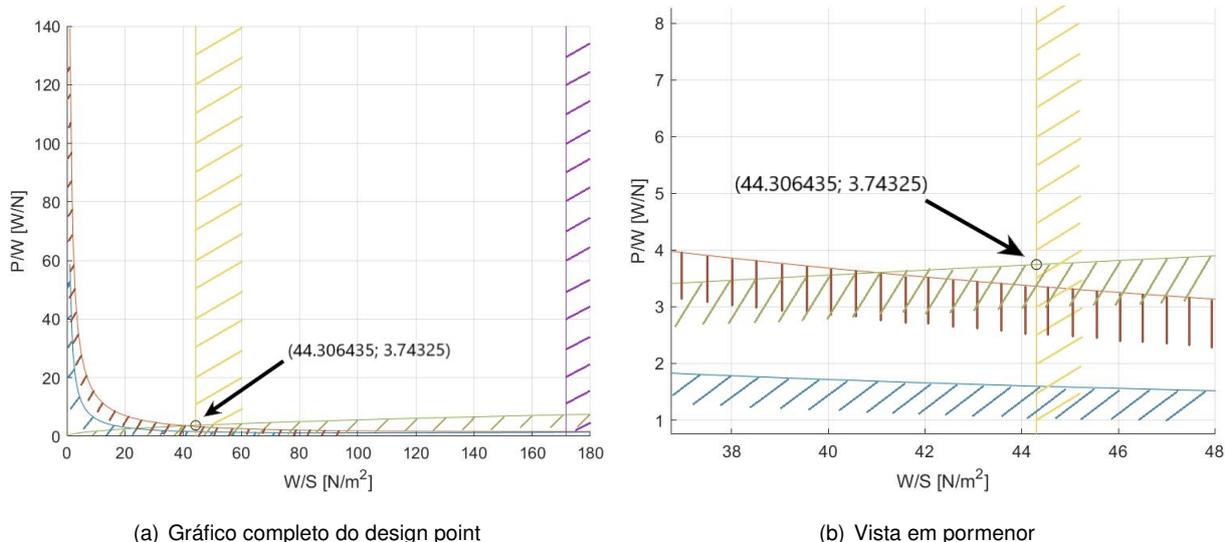


Figura 3.3: Design Point resultante das condições de velocidade de perda (amarelo), voo cruzeiro (azul), voo cruzeiro à velocidade máxima (castanho), subida (verde) e autonomia (roxo)

Foi assim determinado o *Design Point* com o qual se obteve o valor da área das asas necessária em função do peso da aeronave (equação 3.15).

$$\bullet \frac{P}{W} = 3.74325 \text{ W/N}$$

$$\bullet \frac{W}{S} = 44.3064 \text{ N/m}^2$$

$$S = \frac{MTOW}{\frac{W}{S}} \quad (3.15)$$

Obtida a área das asas (0.2467 m^2), e selecionando uma envergadura (b) de 1200 mm , por meio da aplicação das equações 3.16 - 3.19 é possível dimensionar as asas da aeronave. Os resultados desses cálculos são apresentados no capítulo 3.5.3, após justificação da seleção dos valores dos restantes parâmetros envolvidos nas equações abaixo apresentadas.

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3.16)$$

$$c_{raiz} = \frac{2b}{AR(1+\lambda)} \quad (3.17)$$

$$c_{ponta} = \lambda \times c_{raiz} \quad (3.18)$$

$$\bar{c} = \frac{2}{3} c_{raiz} \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} \quad (3.19)$$

3.5.2 Autonomia

Numa aeronave, o termo autonomia pode ser definido como o período temporal no qual esta consegue permanecer em voo, sem necessidade de reabastecer/recarregar a sua fonte de energia.

Dada a missão a que este projeto se destina, a autonomia é um parâmetro importante e a ter em conta, não apenas no processo de desenho da aeronave, mas também na escolha dos componentes do sistema propulsor.

Através da equação 3.20, é possível calcular a autonomia, em segundos:

$$T_E = \frac{E_T \eta_P}{\frac{1}{2} \rho V^3 S (C_{D_0} + \frac{1}{\pi AR} e (\frac{W}{\frac{1}{2} \rho V^2 S})^2)} \quad (3.20)$$

Da sua análise pode-se concluir que a autonomia será tanto maior quanto maior a quantidade de energia armazenada (E_T) e da eficiência do sistema propulsor (η_P) e quanto menor o peso (W) e coeficiente de resistência aerodinâmica para sustentação nula (C_{D_0}) da aeronave.

Relativamente à eficiência do sistema propulsor, assumiu-se um valor de 72%, o que resulta numa eficiência tipicamente de 80% para a hélice e 90% para o motor elétrico, estimados para aeronaves com características similares [61].

Por fim, é de referir que esta estimativa da resistência da aeronave tem apenas em conta a fase de voo cruzeiro, com uma velocidade e altitude constantes. Assim sendo, foram deixadas de parte as fases de descolagem, subida, descida e pouso. O valor resultante será calculado posteriormente com a utilização dos parâmetros obtidos no capítulo 3.5.3 e corresponderá a um período temporal ligeiramente superior ao que será verificado numa situação real, pois as baterias não devem ser descarregadas na totalidade, de modo a não serem danificadas.

3.5.3 Análise Aerodinâmica

A escolha do programa que permitiu realizar estudos aerodinâmicos, dos quais resultaram a seleção do perfil alar da asa e aperfeiçoamentos na fuselagem, recaiu sobre um software de código aberto de nome XFLR5 [65]. Este consiste numa interface mais facilmente perceptível para o original XFOIL [66], e é da autoria de Mark Drela e Harold Youngren.

Trata-se dum software cujo código por detrás se baseia no método de painéis bidimensional e na teoria da camada limite, visando o estudo de perfis em campos de fluxo viscoso ou invíscido. Permite analisar perfis bidimensionais, através da análise direta 2D, assim como asas e aeronaves tridimensionais, com recurso a um de três métodos, a Teoria da Linha Sustentadora ou LLT (do inglês Lifting Line Theory), o Método Vortex Lattice (VLM) e o Método dos Painéis 3D. Independentemente do estudo que seja feito, o programa apresenta uma limitação, a necessidade de se manter o número de Reynolds relativamente baixo (até 999 999), o que é o caso da aeronave em estudo.

Seleção do Perfil Alar

Concluído o dimensionamento da aeronave e a configuração da mesma, é altura de proceder à seleção do perfil alar a utilizar nas asas. Este processo foi levado a cabo através de análises feitas no *XFOil Direct Analysis*.

Devido ao facto de se tratar duma asa voadora, sem estabilizador horizontal para auxiliar na estabilidade longitudinal, é de extrema importância que o coeficiente de momento seja o mais próximo possível de zero. Tendo por base este requisito, e partindo de estudos feitos e publicados [67, 68], foi feita uma seleção inicial de 10 perfis possíveis de ser utilizados:

- EH 3.0/12
- LA2573A
- MH 81
- S 5020
- HS 520
- MH 45
- MH 83
- HS 522
- MH 61
- S 5010

Todos estes perfis foram introduzidos no XFLR5 no formato de ficheiros .dat obtidos numa base de dados disponível online [69].

Antes de correr a análise, todos eles foram refinados utilizando 150 pontos, para uma melhor resolução e, conseqüente, precisão dos resultados obtidos. No que à análise em si diz respeito, esta foi realizada para um valor de Reynolds de 237 244, calculado através da equação 3.25, onde V_{cr} é a velocidade de cruzeiro, Λ é a flecha, ρ é a densidade do ar, x é uma dimensão linear característica, neste caso \bar{c} , tratando-se da corda aerodinâmica média, e μ é a viscosidade dinâmica do fluido. De referir que, dada a baixa altitude de voo cruzeiro da aeronave, foram consideradas condições padrão ao nível do mar.

O intervalo de ângulos de ataque para o qual se correu a simulação foi de -20 a $+20$, o que representa uma margem relativamente grande face ao intervalo de utilização da aeronave, no que ao ângulo de ataque diz respeito.

Ao executar a análise, foram obtidos diversos gráficos que, após analisados, permitiram fazer a seleção do perfil mais apropriado para a asa. Foram tidos em conta diversos aspetos, como é o caso da curva C_l/C_d em função do ângulo de ataque α . A figura 3.4 mostra este mesmo gráfico, no qual se verifica que, para diferentes intervalos de α , a curva C_l/C_d apresenta comportamentos distintos para os diversos perfis. Neste caso, pretende-se valores mais elevados de C_l/C_d , mas também uma gama larga de ângulos de ataque na qual o valor se mantenha elevado.

Um perfil mais eficiente apresenta um rácio entre os coeficientes de sustentação e de resistência aerodinâmica mais elevado. Como tal, houve quatro perfis que se destacaram numa primeira análise, sendo eles o EH 3.0/12, o S 5020, o MH 81 e o MH 83, os dois primeiros por apresentarem dos picos mais elevados do valor do rácio, e os dois últimos por, apesar de não atingirem máximos tão altos, registarem um valor elevado numa vasta gama de ângulos de ataque e por terem os valores mais elevados de C_l/C_d para ângulos de ataque em torno de 0, valor que se pretende obter para a posição de equilíbrio.

Nas figuras 3.5 e 3.6 encontram-se representados os gráficos dos coeficientes de resistência aerodinâmica (C_d) e de sustentação (C_l), respetivamente, ambos em função do ângulo de ataque (α).

Relativamente ao coeficiente de resistência aerodinâmica, pretende-se que este seja o mais baixo possível, uma vez que está diretamente relacionado com a força de resistência aerodinâmica presente no perfil e na aeronave e, conseqüentemente, com a potência necessária para manter esta última em voo. Quanto ao coeficiente de sustentação, quer-se que seja o mais elevado possível e há que ter em

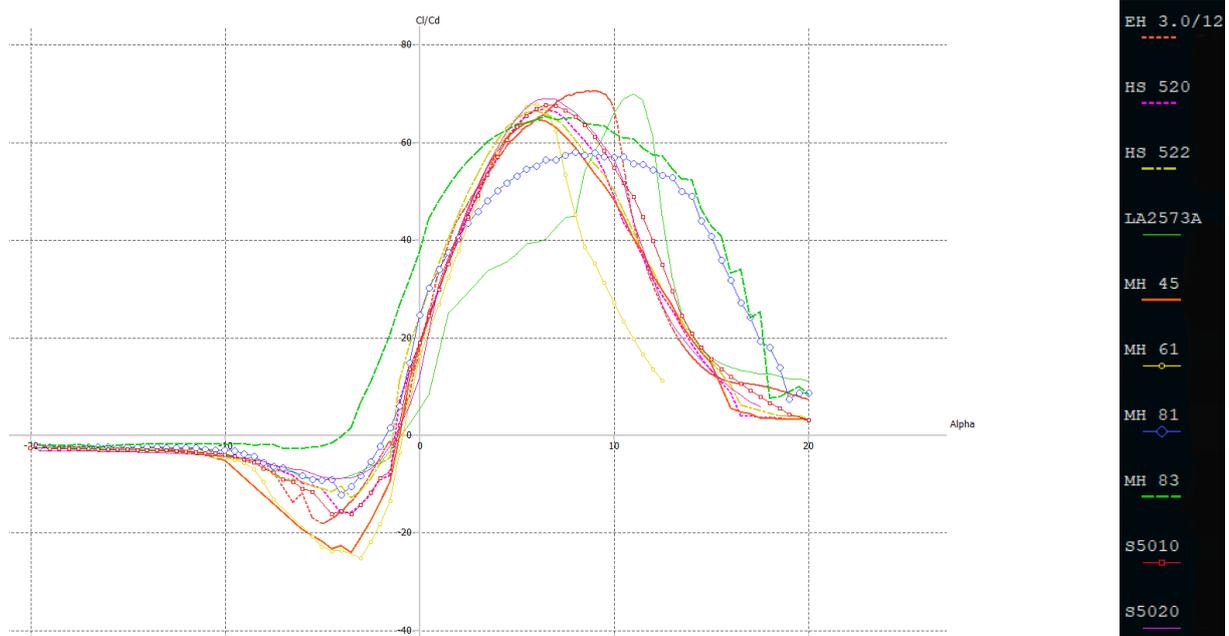


Figura 3.4: Rácio $\frac{C_l}{C_d}$ em função do ângulo de ataque (α) [graus] para um número de Reynolds de 237244.

atenção o comportamento de perda da aeronave. Ainda que o coeficiente de sustentação do perfil (C_l) seja diferente do do avião (C_L), para esta análise é feita a aproximação de que ambos serão iguais.

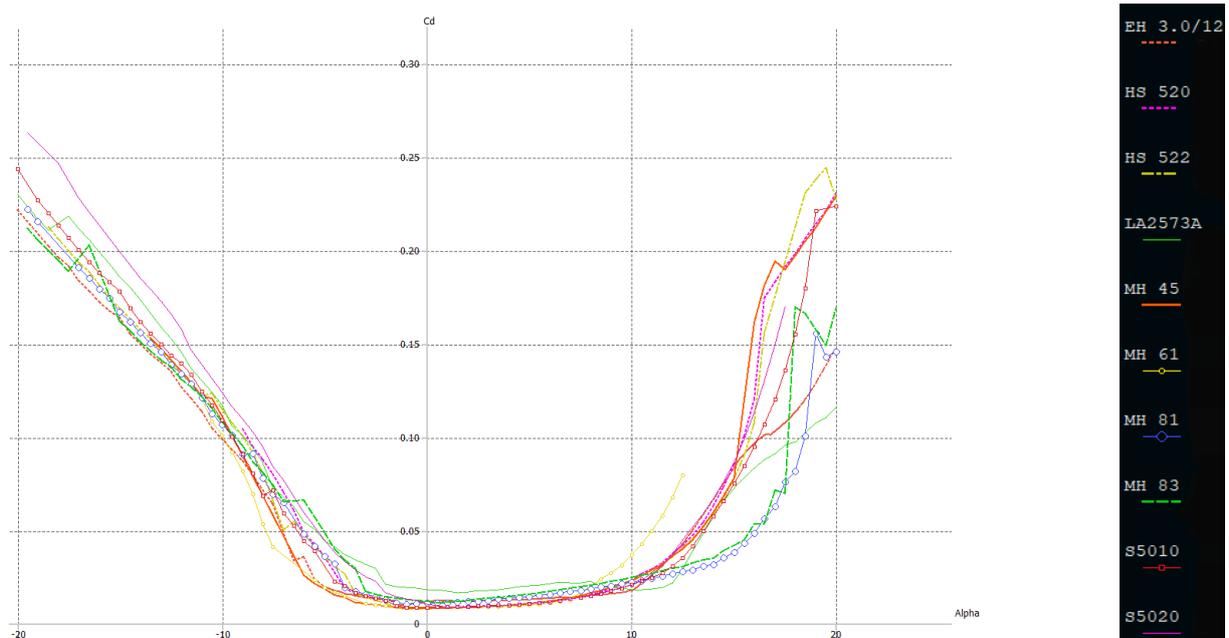


Figura 3.5: Coeficiente de resistência aerodinâmica (C_d) em função do ângulo de ataque (α) [graus] para um número de Reynolds de 237244.

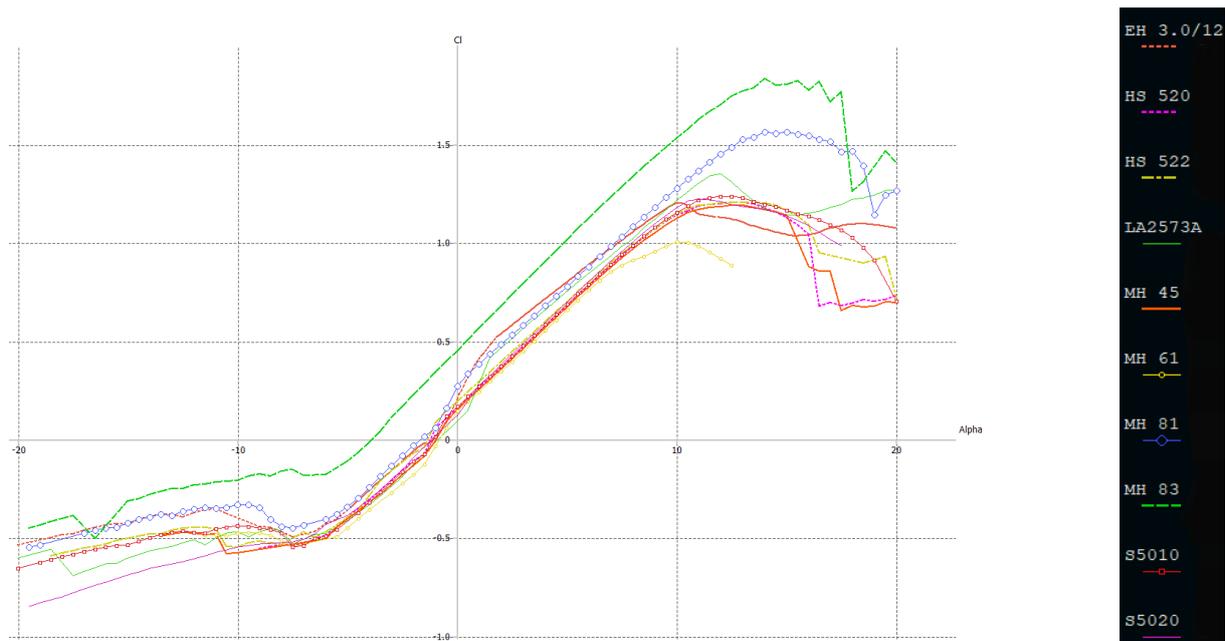


Figura 3.6: Coeficiente de sustentação (C_l) em função do ângulo de ataque (α) [graus] para um número de Reynolds de 237244.

Pela análise da figura 3.5, os quatro perfis que se destacaram na curva de C_l/C_d vs α demonstram valores semelhantes para C_{d_0} , no entanto, para ângulos de ataque superiores a 12° , os perfis MH 81 e MH 83 apresentam valores do coeficiente de resistência aerodinâmica consideravelmente inferiores a todos os outros.

Passando à leitura da figura 3.6, os perfis que se destacam pela positiva são o MH 81 e o MH 83, no que diz respeito à região de perda. Ambos apresentam valores de $C_{l_{max}}$ bastante superiores face aos restantes, o que significa que apresentarão velocidades de perda menores, tendo o perfil MH 81 um comportamento de perda um pouco mais suave que o MH 83, conduzindo o segundo a uma perda mais abrupta.

Por fim, estudando o gráfico do coeficiente de momento (C_m) em função do ângulo de ataque (figura 3.7), e tendo em conta que este se quer o mais próximo possível de zero e negativo no intervalo operacional da aeronave, dois perfis podem desde logo ser excluídos, o LA2573A, por apresentar uma secção considerável com valores positivos para ângulos de ataque próximos de 0° , e o MH 83, pois é bastante elevado em módulo face aos outros perfis. Pela positiva, destaca-se o perfil S 5020 por ter o valor mais baixo de C_{m_0} e por se manter os valores mais baixos em módulo até aos 6° sensivelmente.

Apresentadas todas as considerações que foram tidas em conta para a seleção do perfil, a escolha recaiu no MH 81, por ser aquele que demonstrou um comportamento mais homogêneo, destacando-se pela positiva relativamente ao coeficiente de sustentação e ao comportamento em perda, e apresentando um comportamento bastante neutro nas restantes avaliações.

Todos os valores relevantes para a análise dos perfis e tidos em conta na seleção daquele que mais se adequa à aeronave, encontram-se presentes na tabela 3.4.

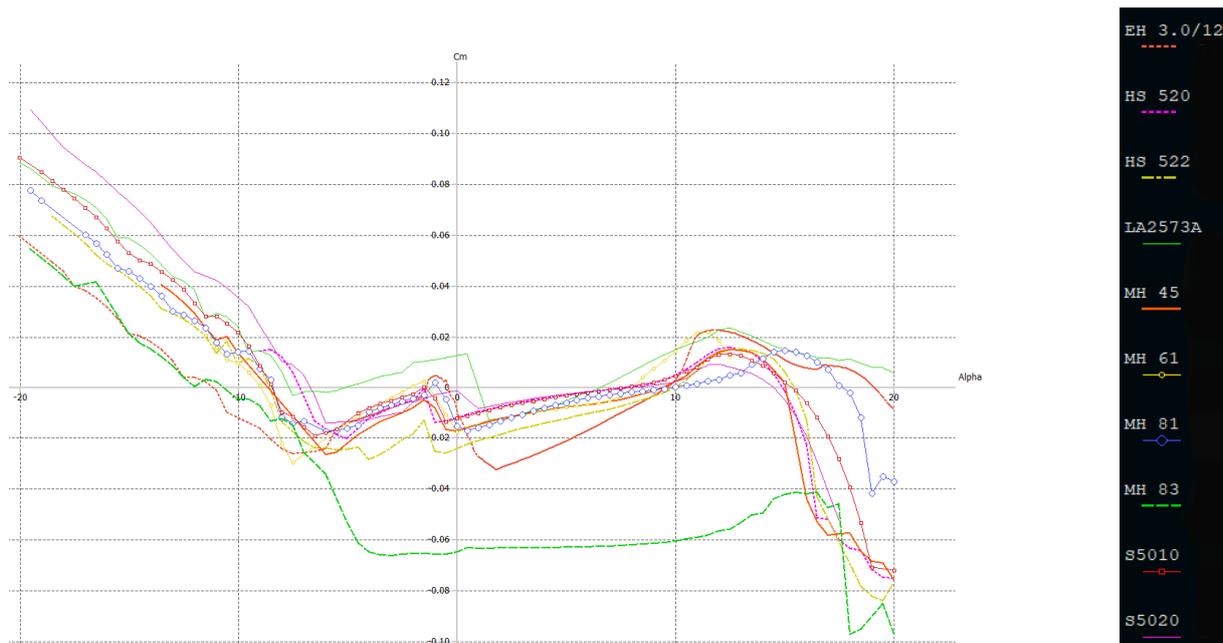


Figura 3.7: Coeficiente de momento (C_m) em função do ângulo de ataque (α) [graus] para um número de Reynolds de 237244.

Tabela 3.4: Dados referentes ao estudo dos 10 perfis alares para um número de Reynolds de 237244.

Airfoil	t/c_{max} (%)	C_{m0}	C_{d0}	C_{l0}	$C_{l_{max}}$	Alpha ($C_{l_{max}}$)	$(\frac{C_l}{C_d})_{max}$	Alpha ($(\frac{C_l}{C_d})_{max}$)
EH 3.0/12	11.98	-0.009	0.012	0.207	1.202	10.1 ^o	70.5	9 ^o
HS 520	8.84	-0.012	0.0085	0.161	1.205	13 ^o	66.7	6.5 ^o
HS522	8.67	-0.024	0.0081	0.195	1.207	13 ^o	66.2	6 ^o
LA2573A	13.71	0.012	0.0185	0.100	1.350	12 ^o	69.7	11 ^o
MH 45	9.85	-0.017	0.0085	0.155	1.191	13 ^o	64.6	6 ^o
MH 61	10.26	-0.017	0.0092	0.148	1.004	10 ^o	67.8	6 ^o
MH 81	13	-0.015	0.011	0.273	1.563	14 ^o	57.9	8 ^o
MH 83	13.29	-0.065	0.012	0.452	1.832	14 ^o	65.2	6.5 ^o
S5010	9.83	-0.012	0.009	0.170	1.236	12.5 ^o	67.6	6.5 ^o
S5020	8.40	-0.001	0.0106	0.125	1.218	11 ^o	68.8	6.5 ^o

Configuração da Asa

Após a seleção do airfoil a utilizar, com base na análise anteriormente exposta, foi o momento de proceder à configuração da asa. A nível de dimensionamento, esta foi sujeita a requisitos impostos por aspetos como a capacidade de acomodação dos servo motores e a possibilidade de efetuar descolagens por lançamento à mão, o que acarreta valores mínimos ou máximos para dimensões como a espessura da asa e a sua envergadura.

Tratando-se esta de uma aeronave com o propósito de executar voos de duração considerável, privilegiando a autonomia, existe uma procura natural pela obtenção de uma baixa resistência aerodinâmica induzida pela sustentação. Ora, com base nesse requisito, a forma da asa que faria mais sentido seria a elíptica, por ter uma distribuição de sustentação elíptica ao longo da envergadura, algo que não se verifica numa simples asa retangular [55]. No entanto, dada a complexidade associada à sua estrutura, tornaria o processo de construção muito mais difícil e dispendioso.

Assim sendo, o melhor compromisso entre a eficiência a nível aerodinâmico e a facilidade de

construção, levou a que fosse adotada uma asa trapezoidal. Este tipo de asa caracteriza-se por apresentar afilamento (equação 3.21 e figura 3.8), ou seja, uma variação, ao longo da envergadura, da dimensão da corda.

$$\lambda = \frac{c_{ponta}}{c_{raiz}} \quad (3.21)$$

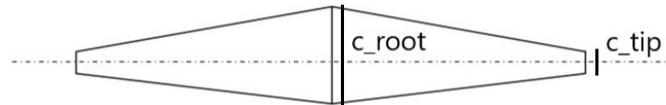


Figura 3.8: Afilamento [70]

A introdução de afilamento traz consigo alguns efeitos, nomeadamente a mudança da distribuição de sustentação na asa. É um instrumento técnico utilizado para otimizar a distribuição de sustentação e, com isso, torná-la o mais elíptica possível ao longo da envergadura da asa. A tentativa de obtenção deste tipo de perfil deve-se ao facto do ponto de $C_{L_{max}}$ se localizar junto da raiz da asa, pelo que será esta região a entrar primeiro em perda. Assim sendo, torna-se possível a tentativa de recuperação deste efeito através do acionamento dos ailerons localizados perto da extremidade da asa, região onde o escoamento ainda é saudável [70].

Outro aspeto que sofre alterações com a introdução de afilamento é a posição do centro de massa de cada uma das asas, tendendo a aproximar-se da fuselagem, uma vez que existe menos área e menos material na região exterior da asa, o que implica também uma distribuição de sustentação mais concentrada junto da fuselagem. Consequentemente, o momento fletor na raiz da asa terá menor magnitude, possibilitando uma redução do peso estrutural.

Ainda assim, nem todas as mudanças que acompanham o afilamento são positivas, e a sua introdução conduz a um aumento dos custos de produção, uma vez que, em oposição a uma asa de perfil retangular, esta necessita de nervuras de diferentes tamanhos devido à variação da corda [71]. No caso deste projeto, esse problema não se coloca, pois a asa será maquinada a partir de um bloco maciço de XPS, contendo apenas uma longarina de carbono comum a ambas as asas.

Com base na bibliografia [55] e [71], o valor de afilamento que permite atingir a condição mais próxima da distribuição de sustentação elíptica e minimizar o ângulo de ataque e a resistência aerodinâmica induzidos é 0.4.

Para além do afilamento, outro dos parâmetros que foi tido em conta na obtenção da configuração da asa foi a flecha (Λ), ilustrada na figura 3.9 para diferentes posições ao longo da corda.

Esta pode também ser responsável por uma variação na distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa, como se pode ver no gráfico da figura 3.10, onde estão os perfis de C_L para uma asa sem flecha (linha contínua) e com flecha (linha tracejada).

A estabilidade lateral da aeronave tende a aumentar com a introdução de flecha [70]. Por outro lado, a velocidade de perda tende a subir com o aumento da flecha, e para valores muito elevados, a eficiência da asa ($\frac{C_L}{C_D}$) diminui, assim como o coeficiente de sustentação máximo [72]. Em primeira análise, poder-se-ia estranhar este comportamento, uma vez que a velocidade efetiva (perpendicular

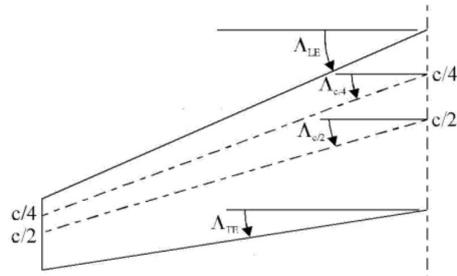


Figura 3.9: Flecha [72]

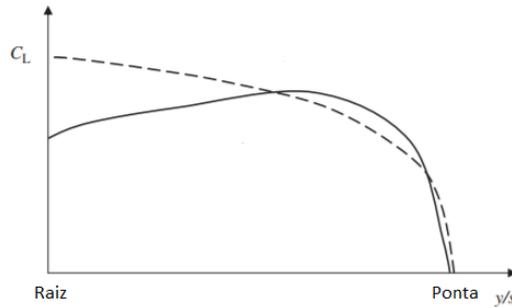


Figura 3.10: Distribuição de sustentação para asas com (tracejado) e sem (contínuo) flecha [70]

ao bordo de ataque da asa) diminui com o aumento do ângulo de flecha (equação 3.22), no entanto, a sustentação também irá diminuir e em maior quantidade que a velocidade efetiva, devido a uma redução da pressão dinâmica efetiva (q) (equação 3.23).

$$V_{efetiva} = V_{\infty} \cos(\Lambda) \quad (3.22)$$

$$q_{efetiva} = q_{\infty} \cos^2(\Lambda) \quad (3.23)$$

Para UAV's sem cauda, um valor apropriado de flecha, para velocidades baixas é de 15° [73].

A baixa estabilidade lateral dinâmica é um problema que caracteriza aeronaves sem cauda, um dos aspetos que permite contrariar esta situação é a introdução de um diedro (Γ) positivo na asa (figura 3.11). Para aeronaves com flecha e voo subsônico, o intervalo de valores de diedro aconselhado é de -2° a $+2^{\circ}$ [72], sendo que uma flecha de 10° induz, por si só, um diedro de 1° . Ora, havendo neste caso uma flecha de 15° , será de esperar um diedro induzido de entre $+1^{\circ}$ a $+1.5^{\circ}$, situando-se no intervalo aconselhado. Este será o único diedro aplicado, de modo a simplificar a geometria da asa e, deste modo, facilitar a sua construção.

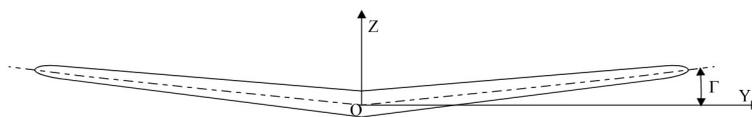


Figura 3.11: Diedro [72]

O último parâmetro a ter em conta para uma configuração completa é o alongamento. Se por

um lado valores elevados conduzem a uma maior eficiência aerodinâmica, uma vez que a resistência aerodinâmica induzida reduz com o aumento do alongamento, por outro, asas com elevada envergadura face à corda conduzem a um maior momento fletor, que, por sua vez, exigem maior reforço estrutural.

Com base na informação retirada da referência [63], a gama de valores de alongamento aconselhada, para aeronaves não tripuladas de pequena dimensão, é entre 6 e 9.

De modo a calcular o seu valor, duas grandezas são necessárias, a envergadura e a área ou a corda média da asa. Recorrendo às equações presentes no capítulo 3.5.1, o valor de alongamento calculado através da equação 3.24 é 5.839, bastante próximo do intervalo de valores recomendados.

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{b}{\bar{c}} \quad (3.24)$$

Este poderia ser facilmente inflacionado por um aumento da envergadura, porém, optou-se por não o fazer por razões de cariz anatómico. Existem diversos métodos para executar o lançamento à mão, uns que implicam maior restrição nas dimensões da aeronave que outros, no entanto, o objetivo é que esta possa ser utilizada e lançada por qualquer pessoa. Tendo o braço de um ser humano adulto, em média, 60 a 80 cms, cada asa 60 cm de envergadura e a fuselagem 20 cm de largura, considerou-se que estas dimensões já ficam próximas do limite face à polivalência desejada.

Os valores dos parâmetros anteriormente definidos estão presentes na tabela 3.5. De notar que para esta análise foi deixada de fora a fuselagem, tendo sido apenas tido em conta o conjunto das asas, uma vez que, apesar da configuração de asa voadora, o perfil da fuselagem não é o mesmo das asas. Este é também um dos motivos pelos quais o alongamento assume um valor mais baixo. Se a largura e a área da fuselagem tivessem entrado para o cálculo do alongamento, este teria um valor de 6.311, e as cordas na raiz e na ponta seriam inferiores, o que tornaria a conexão da asa com a fuselagem menos harmoniosa e progressiva, pois a dimensão da corda da fuselagem manter-se-ia inalterada para alocação dos componentes internos, gerando uma mudança mais abrupta na corda das secções.

Tabela 3.5: Parâmetros da configuração da asa

Parâmetro	Dimensão
Envergadura (b) [mm]	1200
Corda na raiz (c_{raiz}) [mm]	293.66
Corda na ponta (c_{ponta}) [mm]	117.46
Corda média (\bar{c}) [mm]	218.15
Afilamento (λ)	0.4
Flecha (Λ) [°]	15
Alongamento (AR)	5.839

A figura 3.12 consiste na planta da aeronave com as dimensões das asas, de acordo com os valores anteriormente atribuídos aos diversos parâmetros.

Da análise do Reynolds que se verifica na raiz da asa, e por aplicação da equação 3.25 e relação 3.26, conclui-se que o escoamento sobre essa secção é laminar. Ora, sendo essa a região com maior Número de Reynolds em toda a envergadura da asa, por ser a que apresenta maior corda, pode-se afirmar que todo o escoamento em torno das asas se encontra em regime laminar, o que já seria de

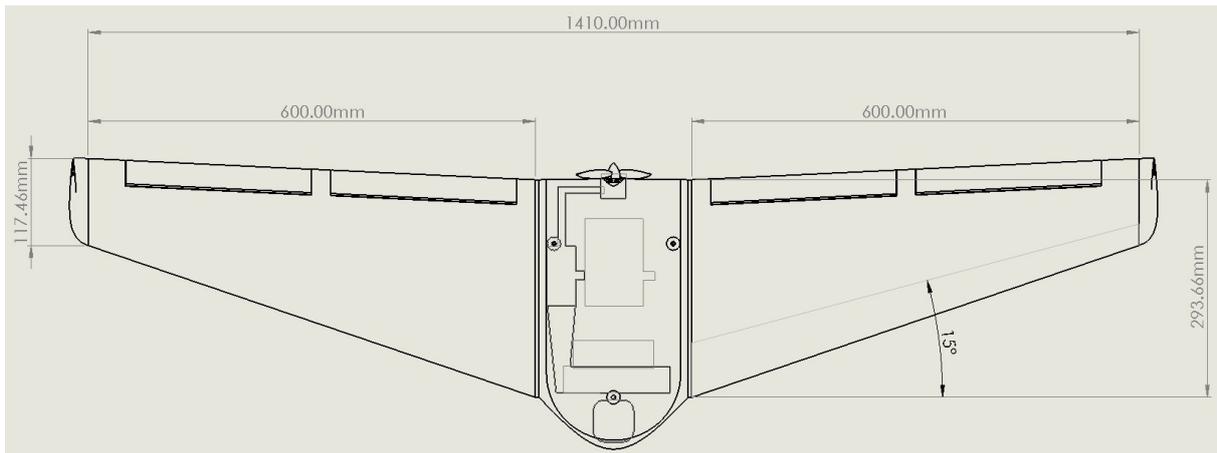


Figura 3.12: Planta da aeronave com dimensões

esperar dadas a velocidades baixas de operação da aeronave.

$$Re_x = \frac{V_{cr} \cos(\Lambda) \rho x}{\mu} \quad (3.25)$$

$$\sqrt{Re_x} < 1000 \Rightarrow \text{Escoamento Laminar} \quad (3.26)$$

Com a obtenção dos parâmetros acima tabelados, iniciou-se a análise à aeronave completa. O primeiro passo foi correr uma análise 2D para os perfis da asa e da fuselagem, com um intervalo de número de Reynolds de 100 000 a 950 000. Esta gama visa englobar quaisquer valores experienciados no modelo. O limite inferior partiu do cálculo do número de Reynolds (equação 3.25) para a ponta da asa (127 740), local onde este deverá ser menor, devido à corda atingir ali o seu valor mínimo, para uma velocidade de cruzeiro. Já o limite superior deve-se às limitações do programa, uma vez que só permite análises para Reynolds até 999 999, e sendo o intervalo entre valores de 50 000, atinge-se um máximo aos 950 000.

Na preparação da análise 3D, para configuração da aeronave, foram inseridas as medidas da mesma, assim como a sua massa e distribuição de peso, ponto que será alvo de análise no capítulo 3.5.5.

No que diz respeito especificamente à análise, os valores introduzidos foram os presentes na tabela 3.6. O método potencial tridimensional utilizado foi a Teoria da Linha Sustentadora [74], proposta por Prandtl (1921), que consiste na sobreposição de vórtices ferradura ao longo da envergadura da asa. Este é o método que requer menor poder computacional de entre os três presentes no software XFLR5. Apresenta algumas limitações, nomeadamente a impossibilidade de aplicação a múltiplas superfícies ou escoamentos assimétricos. Ainda assim, é uma análise que já tem em conta a viscosidade no cálculo do atrito do modelo. Foi selecionado um tipo de polar com velocidade constante, neste caso a de cruzeiro, e introduzidas as propriedades inerciais e as dimensões de referência provenientes da configuração da aeronave. Resta dizer que o estudo foi levado a cabo para um intervalo de ângulos de

ataque de -16° a $+16^\circ$, com um intervalo de 0.5° .

Tabela 3.6: Valores introduzidos na análise aerodinâmica da aeronave

Dados	Valor
Velocidade cruzeiro (V_{cr}) [m/s]	16.67
Densidade do ar (ρ) [kg/m^3]	1.225
Viscosidade cinemática (ν) [m^2/s]	$1.5 \cdot 10^{-5}$
Massa (m) [kg]	1.293

Os gráficos obtidos do estudo aerodinâmico podem ser consultados no anexo A.1 . De modo a proceder à sua análise, calculou-se primeiramente o valor do coeficiente de sustentação para uma condição de equilíbrio, recorrendo à equação 3.27, onde W representa o peso da aeronave, retificado face à estimativa inicial e de acordo com o valor inserido no software XFLR5, ρ a densidade do ar, V_{cr} a velocidade de cruzeiro e S a área das asas mais a fuselagem ($0.315m^2$).

$$C_{Leq} = \frac{W}{\frac{1}{2}\rho V_{cr}^2 S} \quad (3.27)$$

Com o valor de C_{Leq} retirou-se do gráfico de C_L vs $Alpha$ o ângulo de ataque que corresponde a um voo nivelado (α_{cr}). Em seguida, para este valor de alpha retirou-se dos restantes gráficos os coeficientes para a condição de cruzeiro. Os máximos provêm de análise direta das polares, assim como o valor de C_{D_0} , coeficiente de atrito para condição de sustentação nula, e de C_{M_0} . De destacar que, para atingir uma condição de voo trimado o valor de $C_{M_{cr}}$ deveria ser 0, no entanto, não o sendo, haverá a necessidade de voar com uma ligeira deflexão dos elevons, de modo a que o momento resultante seja nulo.

Outro aspeto digno de nota foi a proximidade dos valores atribuídos a alguns parâmetros na fase de design inicial para obtenção do *Design Point* e aqueles que foram efetivamente obtidos com a análise aerodinâmica. São exemplo o $C_{L_{max}}$, que foi inicialmente proposto com um valor de 1.5 e verificou-se ser 1.260, ou o C_{D_0} , ao qual se atribuiu um valor de 0.015 e se verificou ficar nos 0.0138.

Os parâmetros estudados na análise aerodinâmica encontram-se listados e com o respetivo valor na tabela 3.7.

Por fim, contando já com todos os parâmetros resultantes da análise aerodinâmica e com a equação 3.28, procedeu-se ao cálculo da velocidade de perda, que se verificou ser de $7.22 m/s$.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{S\rho C_{L_{max}}}} \quad (3.28)$$

No caso de voo em condições de cruzeiro, a perda dar-se-á para um ângulo de ataque de 15° , ao qual corresponde o valor de $C_{L_{max}}$.

Tabela 3.7: Dados referentes ao estudo da aeronave no XFLR5

Dados	Valor
$C_{L_{max}}$	1.260
$C_{L_{cr}}$	0.237
C_{D_0}	0.0138
$C_{D_{cr}}$	0.015
$C_{M_{cr}}$	-0.0532
C_{M_0}	-0.0494
$(\frac{C_L}{C_D})_{max}$	19.788
$(\frac{C_L}{C_D})_{cr}$	15.70
$(\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D})_{max}$	14.465
$(\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D})_{cr}$	7.65
α_{cr} [°]	0.23
$\alpha_{C_{L_{max}}}$ [°]	15
C_{L_α} [1/°]	0.0648

3.5.4 Componentes Eléctricos

Bateria

Geralmente nas aeronaves de aeromodelismo e nos UAV's, o papel principal da bateria é fornecer energia a todos os componentes electrónicos. No entanto, caso a aeronave tenha um sistema de propulsão eléctrico, a bateria tem ainda a importante função de alimentar o motor durante as várias fases de voo. No caso de UAV's de grande autonomia, o sistema propulsivo eléctrico pode chegar a representar 60% do peso total da aeronave [75], sendo, por norma, a bateria o componente mais pesado. Deste modo, a procura por baterias com maior densidade energética é elevada.

Atualmente, uma grande parte das baterias utilizadas no mundo do aeromodelismo são designadas por LiPo, baterias que contêm sais de lítio retidos num polímero sólido como o óxido de polietileno, com altas taxas de descarga. Estas caracterizam-se por ter uma elevada densidade energética, associada a um baixo peso, custo moderado e liberdade de adaptação a diferentes formatos, graças ao facto de possuírem um eletrólito no estado sólido [76]. Na tabela 3.8 encontra-se uma lista de baterias que poderiam ser seleccionadas, respetivas especificações e rácios que permitem compará-las entre si.

Após a análise das características dos diferentes produtos, a bateria seleccionada foi a URUAV 14.8 V 3000 mAh 75C 4S (figura A.7), por apresentar um bom equilíbrio entre densidade energética e rácio entre energia potencial eléctrica e preço. Apesar de existirem outras opções que apresentam rácios mais favoráveis, tornar-se-iam sobredimensionadas face aos objetivos da aeronave em estudo, pelo que se optou por privilegiar um peso e um preço inferiores.

Motor e Hélice

O motor foi seleccionado tendo em conta as exigências de potência provenientes da análise de desempenho, para o caso de subida com ângulo de ataque próximo do ângulo de perda (15°) e velocidade de cruzeiro, uma das situações mais exigentes a que a aeronave poderá estar sujeita. Resolvendo a equação 3.4, com um valor de coeficiente de resistência aerodinâmica de 0.1265, correspondente à

Tabela 3.8: Especificações das baterias

Bateria	Capacidade [Ah]	Tensão [V]	Energia Potencial Elétrica [Ws]	Dimensão [mm]	Peso [g]	Densidade Energética [Ws/g]	Preço [€]	Energia Elétrica /Preço [Ws/€]
Tattu Funfly [77]	1.3	14.8	69264	35x28.5x73	149.5	463.30	17.69	3915.43
Infinity [78]	1.5	14.8	79920	34x28x80	170	470.12	25.19	3172.69
Zippy 4S [79]	1.8	14.8	95904	35x33.8x107	233	411.61	24.85	3859.32
Uruav [80]	2.2	22.2	175680	47x34x105	321.2	546.95	27.47	6395.34
Omphobby Eolo SH35C [81]	2.2	22.2	175680	48x35x106	345	509.22	46.88	3747.44
Hubsan [82]	2.7	7.4	72000	35x15x105	105	685.71	16.25	4430.77
Uruav [83]	3.0	14.8	159840	43x28x135	307.1	520.48	26.64	6000
Uruav [84]	3.0	22.2	239760	62x43x135	441.2	543.43	35.06	6838.56
Ace Rfly [85]	3.3	22.2	263880	40x38x135	537.8	490.67	72.97	3616.28

situação de voo tida em conta, e um peso atualizado de $12.6843N$, conclui-se que qualquer um dos motores da tabela 3.9 apresenta potência superior aos $87.23W$ requeridos no caso anteriormente descrito. Como tal, a opção escolhida, Racerstar BR2205 (figura A.8 (a)) na variante de 14.8V, baseia-se no facto de apresentar um peso e um preço mais baixos que as restantes alternativas.

Tabela 3.9: Especificações dos motores

Motor	KV	Tensão [V]	Corrente [A]	Potência [W]	Pulling Power [g]	Eficiência [g/W]	Peso [g]	Preço [€]	Hélices Recomendadas
Racerstar BR2830 [86]	1300	11.1	21.5	238	1130	4.7	60.5	8.78	9050
		14.8	29.0	429	1310	3.1			1045
T-Motor F40 Pro II [87]	1600	23.46	31.99	750.49	1684	2.24	29.5	24.30	-
Racerstar BR2205 [88]	2300	11.1	19.2	213	660	3.1	28	7.87	5045
		14.8	27.6	408	950	2.3			

Tratando-se de uma aeronave que efetuará aterragem de barriga, é aconselhável a utilização de uma hélice dobrável, a fim de não quebrar em cada contacto com o solo. Deste modo, a solução encontrada foi a utilização de um adaptador para a hélice (figura A.8 (b)), que é inserido no eixo do motor e permite que as pás dobrem no momento da aterragem.

Tabela 3.10: Peso e preço das pás e do adaptador da hélice

	Peso [g]	Preço [€]	Dimensões
Adaptador [89]	10	3.44	Espessura: 9 mm Comprimento: 43.4 mm Diâmetro do furo central: 5 mm
Hélice [90]	-	4.73	6x4 [in]

No que diz respeito às dimensões das pás, a eficiência máxima do motor Racerstar BR2205 acontece para hélices com 5 polegadas de diâmetro e 4.5 polegadas de passo. Na impossibilidade de encontrar hélices dobráveis com estas características em específico, optou-se pela configuração mais próxima possível, 6 polegadas de diâmetro e 4 de passo (figura A.8 (c)).

Controlador Eletrónico de Velocidade (ESC)

Um ESC (do inglês Electronic Speed Controller) consiste num circuito eletrónico que permite regular a velocidade de rotação de um motor elétrico. No caso de se tratar de um motor sem escovas (como o caso do selecionado), este controlo é feito através do ajuste do tempo dos pulsos de corrente fornecidos aos vários enrolamentos do motor. Este componente permite ainda, em alguns casos, proceder à reversão do motor e efetuar travagem dinâmica.

Tendo em conta as especificações técnicas do motor escolhido, um ESC de 30A seria suficiente, mas, de modo a obter uma margem de segurança, optou-se pela variante de 40A. As suas características podem ser consultadas na tabela 3.11, e a figura A.9 é representativa do seu formato.

Tabela 3.11: Especificações do ESC

ESC	Corrente Máxima [A]	Baterias Compatíveis	Dimensão [mm]	Peso [g]	Preço [€]
HobbyKing 40A [91]	40	Lipo 2-6S	45x30x17	36	18.50

Servo Motor

Os servo motores, na variante abordada neste projeto, consistem em atuadores rotativos que têm como objetivo acionar as superfícies de controlo. Tratando-se a aeronave em estudo de uma asa voadora, esse controlo estará ao cargo de quatro elevons. Todos eles têm movimento independente e um servo motor dedicado, de modo a aumentar a manobrabilidade do UAV, cuja gestão e acionamento estão ao cargo do controlador de piloto automático.

Para selecionar o atuador indicado, é necessário saber o valor de binário máximo que este consegue produzir, assim como o binário necessário para o acionamento da superfície de controlo. A estimação do binário máximo foi efetuada com recurso ao software desenvolvido por Franck Aguerre [92], o Pre-dimRC, que através da introdução de dados como a velocidade da aeronave, a corda, o comprimento e a máxima deflexão da superfície de controlo, estima o binário necessário. Os valores utilizados foram 250mm de comprimento, uma corda (c_{elevon}) de 35 mm, ficando próximo dos 20% recomendados [93] da corda da asa para o elevon exterior e 14% para o elevon interior, e uma deflexão máxima de 15°. Para velocidade cruzeiro de 60 km/h, o software indicou um binário necessário de 0.18 kg.cm, pelo que, face aos 2.5 kg.cm (tabela 3.12) que o Corona 939MG (figura A.10) consegue produzir, a margem para velocidades mais altas é bastante elevada.

Tabela 3.12: Especificações do Servo Motor

Servo Motor	Tensão de Funcionamento [V]	Stall Torque [kg.cm]	Dimensão [mm]	Peso [g]	Preço [€]
Corona 939MG [94]	4.8 / 6	2.5 / 2.7	22.5x11.5x24.6	12.5	6.49

Controlador de Voo

Tendo em conta o fim a que a aeronave se destina, um piloto automático é a melhor opção para proceder ao seu controlo. Este tipo de dispositivos permite delinear uma determinada rota, formada por um conjunto de coordenadas nas quais a aeronave tem de passar. De modo a orientá-la no espaço e fazê-la voar através dos pontos selecionados, o módulo do piloto automático recorre a diversos sensores como acelerómetros, giroscópios, compassos, barómetros, magnetómetros e GPS.

Tabela 3.13: Especificações dos Controladores

Controlador de Voo	Tensão de Funcionamento [V]	Dimensão [mm]	Peso [g]	Preço [€]
Quantum Gyro [95]	5	38x28.5x13	7.4	15.47
Pixhawk 2.4.8 px4 [96]	-	80x48x15	38	64.84

No processo de escolha do controlador foram analisadas várias opções, duas delas estão presentes na tabela 3.13. No caso da primeira opção, o Quantum Gyro, consiste apenas na placa de controlo, sendo necessário adquirir todos os outros componentes à parte. Esse foi um dos motivos pelos quais a escolha recaiu sobre o Pixhawk 2.4.8, cuja venda tem a possibilidade de vir inserida num pack completo com os componentes necessários (figura A.11), para além de que é um dispositivo largamente testado e com provas dadas acerca da sua robustez e fiabilidade. Este é configurável através do software QGroundControl [97], no qual é feita a calibração dos diversos sensores. O piloto automático utilizado neste dispositivo é o PX4, um sistema de código aberto destinado a aeronaves autónomas de baixo custo, que corre no sistema operacional NuttX [98]. As suas especificações e características podem ser consultadas em [99].

Câmara

No processo de escolha da câmara foram tidas em conta várias opções que obedecem a diferentes critérios. Analisados os prós e os contras de cada uma das opções listadas na tabela 3.14, a escolha recaiu sobre a Caddx Orca 4K HD (figura A.12), pelo facto de ter capacidade de captura de imagem com resolução 4K, estabilização de imagem, uma lente grande angular com campo de visão de 120°, slot para cartão de memória SD e bateria incorporada, o que a torna mais modular e independente dos restantes componentes da aeronave.

Tabela 3.14: Especificações das câmaras

Câmara	Fonte de energia [V DC]	Bateria [mAh]	Autonomia [min]	Resolução [pixels]	FOV [°]	Dimensão [mm]	Peso [g]	Preço [€]
Turnigy HS1177 V2 [100]	5-22	-	-	768x494	-	25x25x32	12	9.38
Caddx Orca 4K HD [101]	5	900	80	4K	160	38x38x36	58	78.71
RunCam Split 3 Nano [102]	5/12	-	-	1080p	165	29x29 (PCB) 14x14x20 (câmara)	10.5	62.18

3.5.5 Análise de Estabilidade

Um voo equilibrado pode ser entendido como um estado de equilíbrio, no qual o somatório de forças e momentos no centro de gravidade da aeronave é nulo, permitindo-a efetuar um voo nivelado [103]. Para atingir esse estado de equilíbrio, é necessário que exista estabilidade no movimento da aeronave, isto é, tendência a opôr-se a qualquer perturbação externa (rajadas, por exemplo), mantendo ou repondo o estado de equilíbrio anteriormente verificado.

A estabilidade pode ser dividida em duas categorias, estática e dinâmica. A estabilidade estática é definida como a propensão de uma aeronave para desenvolver forças e momentos que se oponham a uma perturbação instantânea de uma condição de vôo em estado estacionário, sem intervenção do piloto. Por outro lado, a estabilidade dinâmica é definida como a capacidade de uma aeronave em retomar efetivamente as condições de equilíbrio iniciais, após uma perturbação face aos valores de trimagem, também sem o auxílio do piloto.

Estabilidade Estática

No que diz respeito à estabilidade estática, esta pode ser subdividida em estaticamente estável, quando a aeronave tende a restaurar a sua posição original (velocidade e orientação), neutra, se permanecer no estado para o qual a perturbação (força ou momento) a direcionou, e estaticamente instável, se os efeitos da perturbação forem ampliados e a aeronave se afastar cada vez mais do estado de equilíbrio.

A estabilidade longitudinal pode ser avaliada através do sinal do declive C_{M_α} . A análise da figura 3.13 permite concluir que um aumento do valor do ângulo de ataque corresponde a um momento de picada positivo. Ora, sendo o declive C_{M_α} negativo (caso da aeronave em estudo), significa que com o aumento do ângulo de ataque a aeronave experienciará um momento de picada cada vez mais negativo, contrariando o aumento não desejado do ângulo de ataque e conduzindo à estabilidade [70]. O gráfico de C_M em função de $Alpha$ pode ser consultado no anexo A.

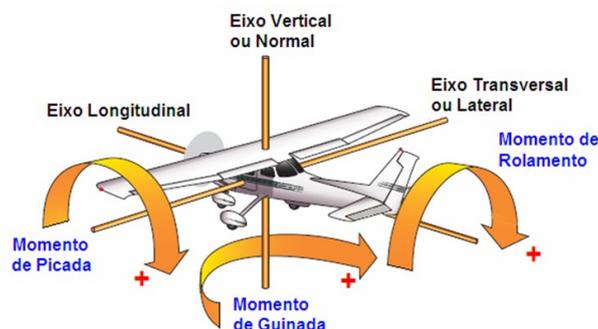


Figura 3.13: Eixos e movimentos de uma aeronave [104]

A margem estática (K_n) desempenha um papel importante na estabilidade longitudinal da aeronave. Tendo isso em conta, é importante garantir que o seu valor é positivo. Valores de margem estática compreendidos entre 0.02 e 0.08 são aconselhados para aeronaves sem cauda [105].

Primeiramente, foi feita uma distribuição inicial dos componentes no interior da fuselagem, a qual será redefinida após obter a primeira estimativa da margem estática. Em seguida, analisando o gráfico do coeficiente de momento em função do ângulo de ataque, retiraram-se as coordenadas do ponto neutro, que coincide com o centro aerodinâmico, uma vez que se trata de uma asa voadora, ao determinar qual a posição do C.G. para a qual C_M é independente de α . Encontrado esse valor, procedeu-se ao reposicionamento dos componentes internos, de modo a obter uma coordenada x_{CG} que conduzisse a uma margem estática dentro do intervalo aconselhado.

Com a aplicação da equação 3.29 [70] e com os valores da coordenada x do ponto neutro (x_n) de 187 mm , da coordenada x do centro de gravidade (x_{CG}) de 168 mm e da corda média (\bar{c}) de 246 mm , a margem estática obtida foi de 0.077 , dentro da gama de valores recomendados para aeronaves sem cauda. Os valores de x_n e x_{CG} correspondem à distância segundo x desde o nariz da aeronave até ao ponto em questão.

$$K_n = \frac{x_n - x_{CG}}{\bar{c}} \quad (3.29)$$

A estabilidade direcional foi também alvo de análise. O movimento direcional numa aeronave corresponde a uma rotação sobre o eixo vertical (figura 3.13). Os momentos de guinada que provocam esse movimento são aplicados no centro de gravidade da aeronave e são definidos como positivos quando têm o sentido dos ponteiros do relógio, como se encontra representado nas figuras 3.13 e 3.14.

Em situação de voo, as forças que induzem um movimento de guinada na aeronave são forças laterais produzidas pela fuselagem e pelas asas, graças a um vetor de derrapagem lateral que faz um ângulo β com o eixo longitudinal. A um ângulo de derrapagem positivo corresponde um momento de guinada negativo.

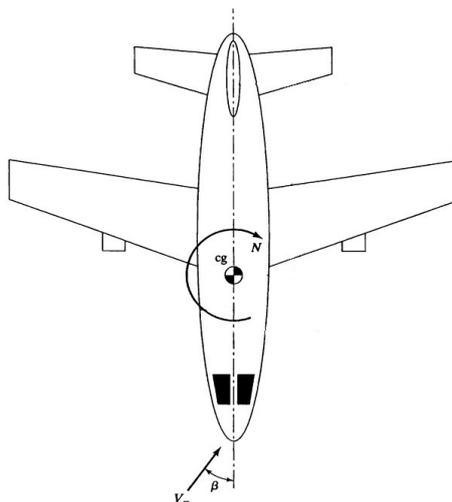


Figura 3.14: Ângulo de derrapagem β e momento de guinada [55]

O coeficiente do momento direcional ou de guinada C_{n_β} , para uma aeronave comum, é composto por três componentes, uma que diz respeito às asas, outra à fuselagem e outra ao estabilizador vertical. Neste caso, tratando-se de uma asa voadora, a primeira componente mencionada, a das asas, é a única

tida em conta para o cálculo do coeficiente. A equação 3.30 [106] é uma relação semi-empírica que permite fazer uma estimativa de C_{n_β} , onde $C_{L_{trim}}$ é o coeficiente de sustentação para a situação de voo cruzeiro, AR é o alongamento, Λ é a flecha, \bar{c} é a corda média e l é a distância entre o centro de gravidade e o centro aerodinâmico da aeronave.

$$(C_{n_\beta})_w = C_{L_{trim}}^2 \left[\frac{1}{4\pi AR} - \frac{tg\Lambda}{\pi AR(AR + 4\cos\Lambda)} \left(\cos\Lambda - \frac{AR}{2} - \frac{AR^2}{8\cos\Lambda} + 6\frac{l}{\bar{c}} \frac{\sin\Lambda}{AR} \right) \right] \quad (3.30)$$

Tabela 3.15: Parâmetros e respetivos valores utilizados no cálculo do coeficiente de guinada

Parâmetro	Dimensão
$C_{L_{trim}} = C_{L_{cruise}}$	0.237
AR	6.222
Λ [°]	16.455
l/\bar{c}	-0.0772

Os parâmetros utilizados no cálculo do coeficiente de guinada foram os presentes na tabela 3.15. Constate-se que alguns deles diferem dos valores indicados anteriormente na tabela 3.5, uma vez que esta correspondia à análise exclusiva das asas e agora a fuselagem já é tida em conta, de forma a regularizar as estimativas, uma vez que $C_{L_{cruise}}$ e l/\bar{c} são relativos à aeronave completa.

Efetuosos os cálculos, o valor obtido para C_{n_β} foi de 0.001306. Sendo requisito de estabilidade direcional um valor positivo do coeficiente de guinada, está assim verificada a condição [55, 106].

3.5.6 Envelope de Voo

Nesta seção, será traçado o envelope de voo, um diagrama do fator de carga (n) a que a aeronave é sujeita, em função da velocidade (V) a que esta se desloca. O fator de carga é medido em múltiplos da aceleração padrão resultante dos efeitos da gravidade (g).

O envelope de voo, sem cargas de rajada, é limitado pela aerodinâmica, através do $C_{L_{max}}$ e da curva de perda, pelas cargas limite estruturais, sob a forma de fatores de carga máximos e mínimos, e pelo limite da pressão dinâmica, que se expressa através de velocidade máxima ou velocidade terminal (V_{dive}) [107].

Para o cálculo destes limites e conseqüente obtenção do envelope de voo, recorreu-se às equações 3.31 e 3.32, que permitem calcular o valor da velocidade terminal e a expressão para a curva de perda, respetivamente [55].

$$V_{dive} = 1.5 \times V_{cr} \quad (3.31)$$

$$n = \pm \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 C_{L_{max}} S}{W} \quad (3.32)$$

A fim de definir os fatores de carga máximos e mínimos que podem ser esperados para o UAV, é utilizada a norma STANAG 4703 [108], destinada à certificação de UAV's de asa fixa com um peso

máximo de descolagem não superior a $150kg$. De acordo com esta norma, para aeronaves sujeitas a manobras simétricas, o fator de carga máximo deverá ser igual ou superior 3.8 para cargas positivas e menor ou igual a -1.5 para cargas negativas.

Definidos todos os limites necessário, estão reunidas as condições para obter o envelope de voo apresentado na figura 3.15.

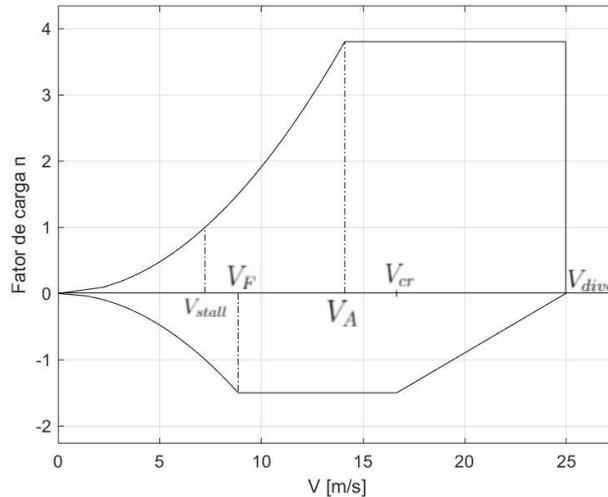


Figura 3.15: Envelope de voo

Os dados referentes ao diagrama anterior são fornecidos na tabela 3.16.

Tabela 3.16: Velocidades do Envelope do Voo

	Valor [m/s]
V_{stall}	7.223
V_F	8.860
V_A	14.102
V_{cr}	16.667
V_{dive}	25.0

O contorno do envelope de voo indica as cargas limite, ou seja, as cargas máximas que uma aeronave deve suportar, em condições normais de voo. Porém, existem situações extremas que devem ser contabilizadas e, portanto, foi definido um fator adicional de segurança para garantir a integridade estrutural da aeronave. Este foi o critério de desenho, o qual aumenta em 50% o valor da carga máxima a que a aeronave é sujeita em situações normais de voo [55].

$$n_{design} = 1.5 \times n_{max} \quad (3.33)$$

Conforme mencionado anteriormente, além de serem dependentes das condições de operação de voo e manobras, as cargas também estão fortemente relacionadas com fatores externos. A atmosfera comporta-se como um sistema dinâmico, havendo rajadas durante o voo. Estas implicam uma variação no ângulo de ataque e, conseqüentemente, no valor do coeficiente de sustentação, pelo que o fator de carga também irá variar. Por esse motivo, devem também ser incluídos os seus efeitos sobre as cargas experienciadas pela aeronave. De modo a simplificar, as rajadas serão consideradas simétricas

e verticais, para que se possa calcular diretamente o incremento devido à carga de rajada (equação 3.34).

Por norma, sendo a velocidade das rajadas extremamente difícil de prever de forma precisa, é obtida a partir de dados estatísticos de voo, tendo em conta a faixa de altitude e as condições de voo. Seguindo novamente as diretrizes presentes na norma STANAG 4703 [108], pequenas aeronaves deverão ser capazes de suportar as seguintes velocidades de rajada (\hat{V}_g) consoante a fase de voo em que se encontrem:

- $50\text{ft/s}(15.24\text{m/s})$, para voo nivelado em velocidade de cruzeiro
- $25\text{ft/s}(7.62\text{m/s})$, para situação de mergulho com velocidade terminal

$$\Delta n = \pm \frac{\rho V_g V C_{L\alpha} S}{2W} \quad (3.34)$$

O pico do fator de carga (n_{peak}) é calculado através da equação 3.35 e consiste no fator de carga para voo nivelado, que é $n = 1$, mais o incremento derivado da rajada (Δn).

$$n_{peak} = n \pm \Delta n \quad (3.35)$$

$$\vartheta = \frac{2W}{\rho g c S C_{L\alpha}} \quad (3.36)$$

$$J = \frac{0.88 \vartheta}{5.3 + \vartheta} \quad (3.37)$$

$$V_g = J \hat{V}_g \quad (3.38)$$

De modo a obter o incremento do fator de carga, é necessário calcular a componente normal da velocidade da rajada (V_g). Isso é feito com o auxílio das equações 3.36-3.38 [55], nas quais ϑ é o rácio da massa e J o coeficiente de resposta. Uma vez calculados, e escolhida a fase de voo e velocidade de rajada correspondente, \hat{V}_g pode ser calculado.

Assim sendo, utilizando os dados anteriormente fornecidos, torna-se possível calcular os fatores de carga já com o incremento derivado das rajadas:

- $n = 1 \pm 7.6719$, para voo nivelado em velocidade de cruzeiro
- $n = 1 \pm 5.7539$, para situação de mergulho com velocidade terminal

Na figura 3.16 pode-se analisar o conjunto do envelope de voo com as cargas induzidas pelas rajadas.

Da sua análise resultam os dados presentes na tabela 3.17, que consistem nos maiores fatores de carga para diferentes condições. Estes serão utilizados no projeto estrutural.

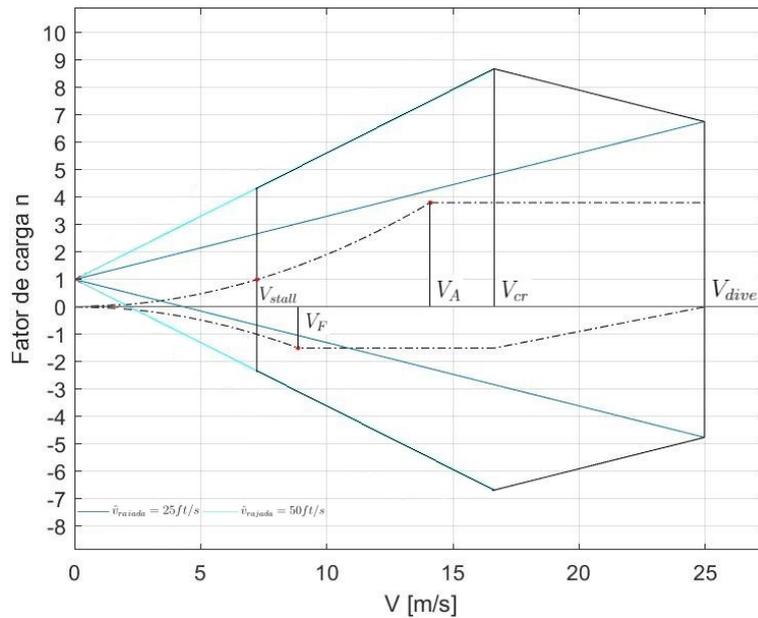


Figura 3.16: Envelope de voo e fatores de carga induzidos pelas rajadas

É notória a diferença entre os valores máximos dos fatores de carga para o envelope de rajadas e para o envelope de voo, o que é devido ao peso reduzido da aeronave. Seguindo o envelope de rajadas, para valores mais elevados de fator de carga, a aeronave entraria em perda, face aos limites impostos pelo envelope de voo, no entanto, o piloto automático terá de ser programado para prevenir que tais situações aconteçam, através de uma atuação com vista a mudar o ângulo de ataque e velocidade da mesma.

Tabela 3.17: Fatores de carga máximos e mínimos para diferentes velocidades

Velocidade [m/s]	n+	n-
$V_{stall} = 7.223$	4.334	-2.334
$V_{cr} = 16.667$	8.6719	-6.6719
$V_{dive} = 25.0$	6.7539	-4.7539

Da aplicação do critério de desenho resulta um fator de carga de desenho de 13.0079, que provém de um fator de carga máximo de 8.6719. No entanto, nenhum destes valores será tido em conta nos estudos subsequentes, uma vez que o limite aerodinâmico será atingido muito antes do limite estrutural da aeronave.

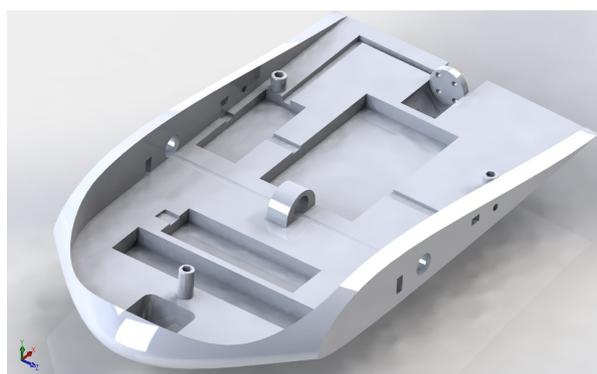
Capítulo 4

Geometria e Análises

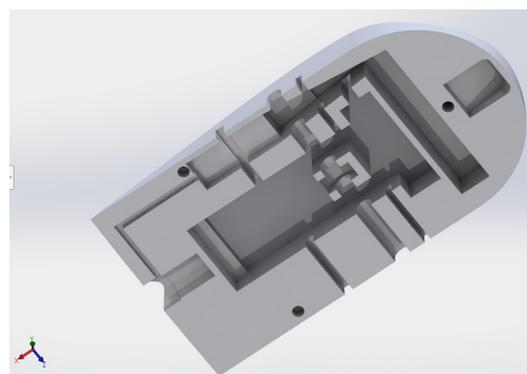
4.1 Modelação Geométrica

Neste capítulo é descrita a configuração interna da fuselagem, bem como a geometria da aeronave, obtida com recurso ao programa de desenho e modelação geométrica, SolidWorks [109].

Analisando em primeiro lugar a fuselagem, esta é a secção do avião que se destina a albergar grande parte dos componentes eletrónicos deste, bem como o sistema de propulsão e o de piloto automático. A sua produção pretende-se que seja em PLA, através de técnicas de fabrico aditivo. Encontra-se ainda dividida em duas partes, a base (figura 4.1 (a)), na qual as asas são fixas, a longarina que suporta grande parte dos esforços da estrutura é presa e onde todos os componentes são alojados, e o topo (figura 4.1 (b)), que serve de tampa para esses mesmos componentes, complementa a superfície exterior da fuselagem e contém canais para passagem de toda a cablagem. A união entre ambas as partes é feita com três parafusos que enroscam em porcas alojadas na parte inferior da fuselagem.



(a) Base



(b) Topo

Figura 4.1: Geometria da fuselagem

A distribuição interna dos componentes foi feita de forma criteriosa, com vista na estabilidade longitudinal e lateral da aeronave, tal como foi mencionado no capítulo 3.5.5. A colocação da câmara, da bateria, do módulo de piloto automático pixhawk, do ESC e do motor, pode ser verificada nas figuras 4.2 (a) e 4.2 (b). Na figura 4.2 (c) vê-se a forma de fixação do motor à base da fuselagem. Ainda de

mencionar que o espaço existente entre a bateria e a longarina, se destina à colocação de antenas e transmissores para o sistema de piloto automático.

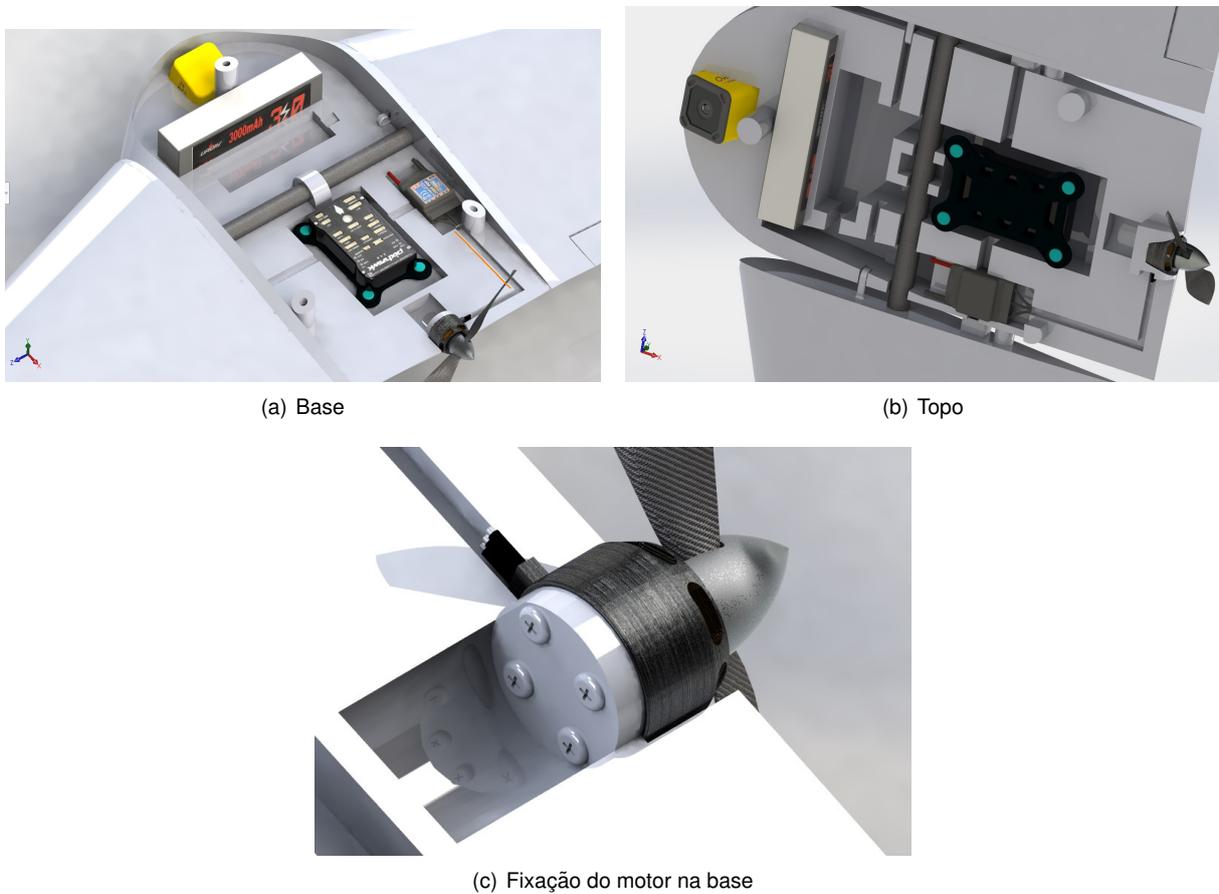


Figura 4.2: Distribuição dos componentes na fuselagem

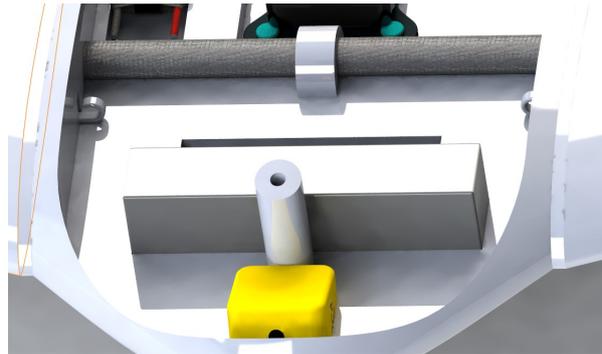
A conexão entre as asas e a fuselagem é feita através de dois perfis (figura 4.3 (a)), também impressos em PLA, unidos às asas através de cola, quer no perfil de contato ente ambos, quer no tubo que envolve a longarina e que entra pela asa a dentro. Já a união à fuselagem é feita através de dois pinos que entram em furos da base da fuselagem e através de dois ganchos (figura 4.3 (b)), um em cada perfil de conexão, aos quais irá ser preso um elástico que mantém uma força de pressão das asas em relação à fuselagem.

Por fim, resta descrever a asa. A sua modelação foi feita com base no perfil seleccionado (MH 81) e nas dimensões resultantes da fase do dimensionamento inicial. Foi ainda acrescentado um winglet de perfil simétrico na extremidade de cada uma das asas, de modo a aumentar a sustentação gerada por estas.

Internamente, foi feita uma cavidade cilíndrica para entrada do perfil de conexão e da longarina, bem como um canal para passagem dos cabos de alimentação dos servo-motores que irão acionar as superfícies de controlo contidas nas asas (figura 4.4).



(a) Perfil de conexão completo



(b) Ganchos de fixação do elástico

Figura 4.3: Perfil de conexão asa-fuselagem

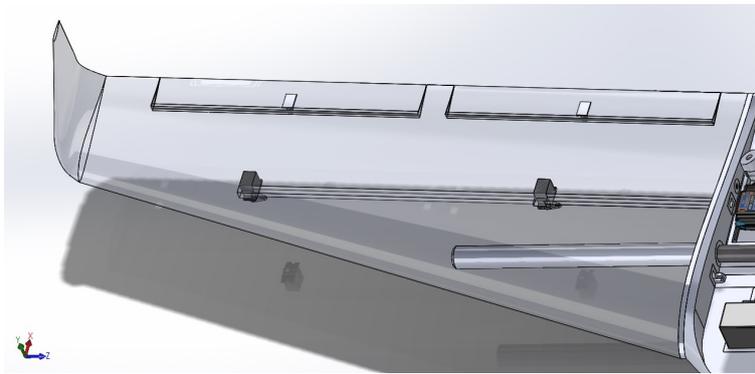


Figura 4.4: Asa do UAV com transparência para visualização da configuração interna

4.2 Análises CFD

A Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD) pode ser vista como a utilização de métodos numéricos para a análise de fluxos de fluidos. No caso em estudo, a utilização deste recurso tem por objetivo analisar a interação entre o fluido (ar) e o sólido (UAV), de modo a obter não só os carregamentos aerodinâmicos a que a aeronave estará sujeita, mas também forças como a sustentação e a resistência aerodinâmica e propriedades como a distribuição de pressões e a energia cinética turbulenta produzidas por esta.

Os carregamentos aerodinâmicos destinam-se a ser utilizados nas análises apresentadas nos capítulos seguintes, nas quais a aeronave é sujeita a processos como a otimização topológica e análise estrutural. Irá também ser feita a comparação entre os resultados obtidos com recurso ao software de CFD, o Star-CCM+ [110], e aqueles retirados do XFLR5 e apresentados anteriormente.

4.2.1 Validação

Primeiramente, foram realizadas análises de dinâmica de fluidos, com o intuito de validar os resultados obtidos com o software e justificar os procedimentos seguidamente aplicados na análise CFD feita ao UAV, quer no que respeita à geração de malha quer no que respeita aos modelos de turbulência

e transição selecionados. Esta validação teve também como fim o ganho de sensibilidade face aos recursos que o programa coloca ao dispor do utilizador.

Estas análises de validação, tiveram como termo de comparação testes realizados em túnel de vento, pela NASA, ao perfil NACA0012. O relatório que apresenta os resultados obtidos destes testes, encontra-se disponível na referência [111] para análise mais detalhada.

De modo a reproduzir os ensaios realizados em túnel de vento da forma mais fiel possível, a análise CFD foi efetuada a duas dimensões, num plano que pretende replicar a secção central da asa utilizada nos testes da NASA. É precisamente nessa secção que se encontram os pontos de tomada de pressão ao longo da corda, e com os quais foi possível obter os gráficos de coeficiente de pressão em função da percentagem de corda do perfil, que serviram de termo de comparação e validação para as análises realizadas em CFD. As dimensões da área de controlo são iguais ao comprimento e altura do volume de teste do túnel de vento onde a NASA realizou os ensaios, assim como os restantes parâmetros de ensaio, como é o caso da pressão de estagnação, a temperatura, a velocidade de entrada na secção de teste por parte do fluido, o número de Reynolds e o ângulo de ataque do perfil, os quais podem ser consultados na tabela 4.1.

Tabela 4.1: Parâmetros dos ensaios realizados pela NASA [111] para 3 ângulos de ataque

Parâmetro	Ângulo de Ataque		
	-4.0118°	0.0°	4.0403°
Pressão de estagnação [Pa]	172115.21	172053.84	172086.94
Temperatura [K]	190.69	190.62	191.02
Número de Reynolds (em milhões)	3.0945	3.0958	3.1113
Velocidade de entrada do fluido [m/s]	87.39	87.40	88.23

Relativamente às condições de fronteira, estas foram escolhidas de forma a tentar replicar o mais possível as condições de teste em túnel de vento. Assim sendo, foi imposta uma velocidade de entrada uniforme, uma diferença de pressão nula à saída face à pressão de estagnação, condição de parede na superfície do perfil e condição de simetria nas faces superior e inferior do plano de teste, com o objetivo de evitar a formação de camada limite, uma vez que o túnel onde a NASA realizou os testes tem um sistema de grelhas que sugam o fluxo de ar junto à parede, com o objetivo de impedir a formação de camada limite, e assim, reduzir ao máximo o efeito de parede [112].

Terminada a imposição das condições de fronteira, seguiu-se a criação da malha, neste caso em 2D. De forma muito geral, uma malha pode ser classificada como estruturada ou não estruturada.

Uma malha estruturada revela-se menos exigente a nível de cálculo, uma vez que são conhecidos todos os elementos contíguos a um determinado elemento. A sua estrutura obedece a um sistema de coordenadas cartesianas e é composta por quadriláteros, quando se trata de casos em 2D (figura 4.5 (a)). Esta rigidez na disposição dos elementos, faz com que este tipo de malha se torne menos apropriada para aplicação a geometrias mais complexas [113]. São várias as técnicas que tentam compensar esta desvantagem deste tipo de malha, como por exemplo, os multiblocos de malha estruturada, que consistem na divisão do domínio em diversas regiões, cada uma contendo uma malha estruturada com diferente estrutura e até diferentes sistemas de coordenadas. Deste modo, obtém-se uma maior flexibi-

lidade (figura 4.5 (b)). Esta abordagem permite a utilização de malhas mais refinadas em regiões onde é necessária uma maior resolução.

Ainda assim, quando se trata de geometrias mais complexas, a utilização da técnica anterior poderia levar à criação de demasiados blocos, o que não só é mais exigente a nível computacional, mas também do ponto de vista do trabalho exigido ao utilizador. Ora, nestes casos a melhor solução é mesmo a malha não estruturada, onde cada célula é um bloco. Isto conduz a uma flexibilidade geométrica ilimitada e permite a utilização mais eficiente dos recursos computacionais para fluxos complexos [113]. Neste tipo de malha é possível existir arranjos com diferentes tipos de elementos, podendo estes ser polígonos regulares ou irregulares. Quando é utilizado mais do que um tipo de elemento, a malha passa a ser classificada como híbrida (figura 4.5 (c)).

Mais informação relativa aos diferentes tipos de malhas e técnicas existentes pode ser encontrada na referência [114].

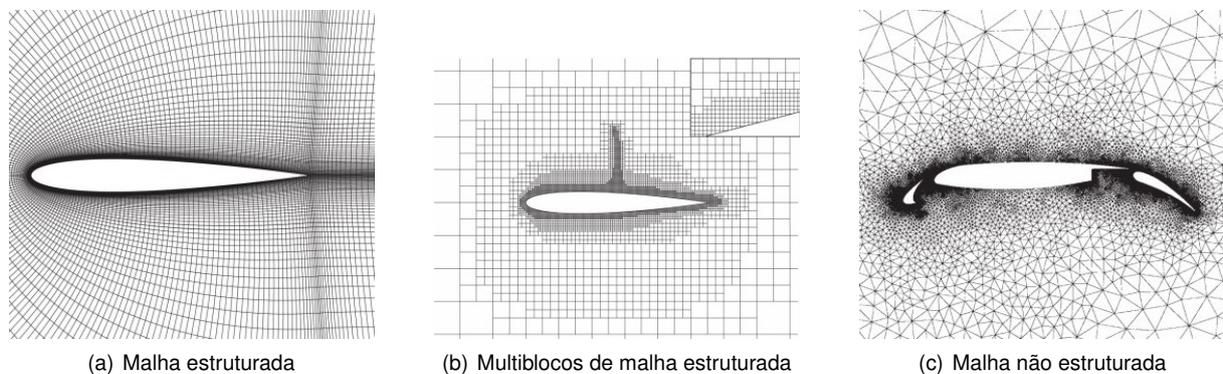


Figura 4.5: Diferentes tipos de malha [114]

Nas simulações realizadas com o perfil NACA0012, optou-se por gerar uma malha não estruturada, com um misto de pentágonos e hexágonos não regulares na generalidade do domínio de teste, e quadriláteros na região em torno do perfil, denominados de camada de prismas, a fim de melhor prever o comportamento do fluxo na camada limite perto da parede sólida. Foram ainda criadas áreas de maior refinamento, uma de forma retangular em redor de todo o perfil e outra na região da esteira.

Definida a malha inicial, procedeu-se com um estudo de convergência de malha, de modo a obter resultados mais confiáveis. Entre cada uma destas análises foi utilizada uma razão de refinamento (r) de 2, geralmente utilizada para processos de refinamento [115], aplicada a todos os parâmetros de criação da malha. A fórmula utilizada para o cálculo dessa razão de refinamento está presente na equação 4.1 [116].

$$r = \left(\frac{N_1}{N_2} \right)^{\frac{1}{d}} \quad (4.1)$$

onde N_k é o número de células da malha k e d é o número de dimensões do problema em análise. Neste caso, k toma o valor de 1 para a malha mais refinada e 2 para a menos refinada, de entre as duas em estudo a cada refinamento, enquanto d assume o valor de 2, uma vez que as análises de

validação foram realizadas a duas dimensões.

É possível ver na figura 4.6 as três malhas geradas, por ordem crescente de refinamento, assim como a localização das áreas alvo de maior refinamento local.

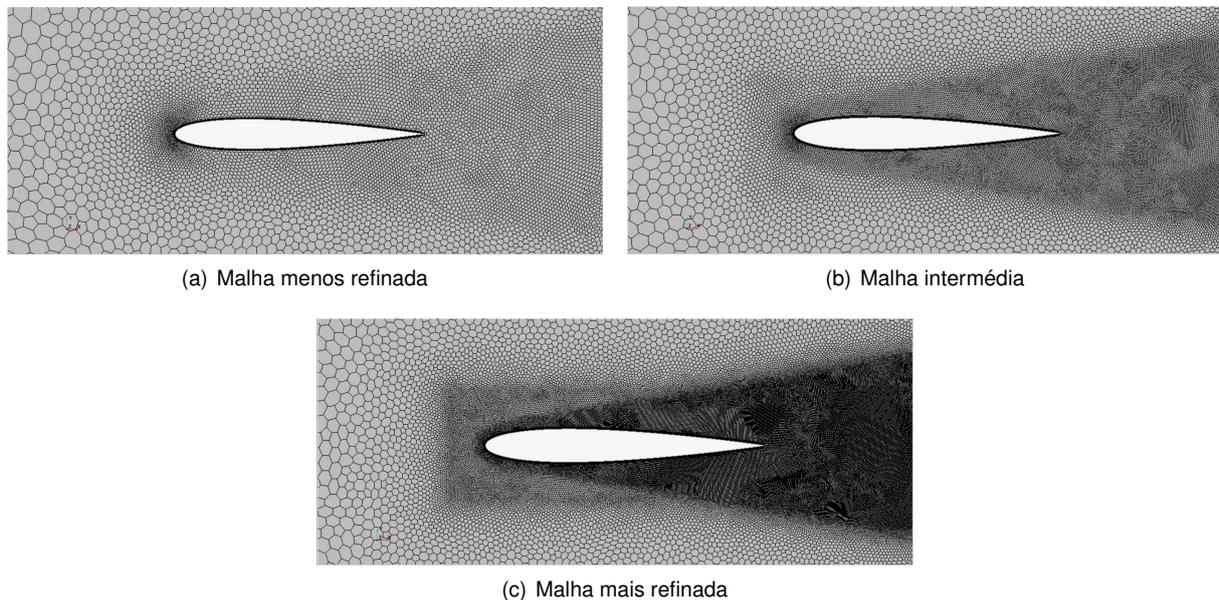


Figura 4.6: Diferentes refinamentos de malha com o perfil NACA0012

Na tabela 4.2 encontram-se alguns dos resultados retirados das análises ao perfil NACA0012, para os três níveis de refinamento da malha, assim como os erros relativos destes valores face aos obtidos com a malha mais refinada. O limite superior do erro relativo que foi adotado para a aceitação dos valores obtidos foi de 5%, representando um compromisso considerado acertado entre a precisão dos resultados e o poder computacional disponível. Posto isto, há dois casos presentes na tabela que requerem uma justificação, a análise com um ângulo de ataque de 4.0403° , que à partida já estaria suficientemente refinada mesmo com a malha mais grosseira, mas que se optou por utilizar a malha mais refinada para uniformizar os resultados obtidos para os três valores de α , e o erro relativo verificado para o C_l , na análise de 0° de ângulo de ataque. Neste último caso, o valor do erro relativo não foi tido em conta, uma vez que o objetivo era a convergência do valor de C_l para 0, pois tratando-se de um perfil simétrico a 0° de ângulo de ataque, o coeficiente de sustentação deverá ser 0, precisamente por não existir geração de sustentação. Assim sendo, a análise do C_l foi feita tendo em conta a sua proximidade de 0 e não do erro relativo apresentado na tabela 4.2.

Após a introdução dos parâmetros de ensaio e a geração da malha, que começou por ser a mais grosseira, teve lugar a seleção dos modelos a utilizar na análise CFD, tendo o estudo de convergência da malha sido feito após definição de todos os modelos físicos da análise. De modo a resolver esta análise, torna-se necessário seleccionar um modelo de turbulência.

As equações de Navier-Stokes encarregam-se de governar a velocidade e pressão do fluxo de fluido, sendo a sua componente instantânea dividida numa parte média e outra flutuante. Ainda assim, o facto de não existir solução exata para estas equações, exige a utilização das equações de Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS), que dão uma solução aproximada de tempo médio para as equações

Tabela 4.2: Dados da convergência de malha para o perfil NACA0012

Tipo de Malha	Ângulo de Ataque [°]	Número de Células	C_i [-]	Erro Relativo [%]	C_d [drag counts]	Erro Relativo [%]
Grosseira	-4.0118	42962	-6.8495e-02	0.6	64.31	12.7
	0.0000	41700	3.4638e-05	254.5	7.97	6.8
	4.0403	40982	7.1998e-02	3.7	63.47	4.6
Intermédia	-4.0118	172074	-6.9119e-02	0.3	57.51	0.8
	0.0000	166933	7.1082e-05	417.0	7.61	2.0
	4.0403	164137	6.9450e-02	0.1	60.84	0.3
Refinada	-4.0118	686394	-6.8920e-02	-	57.06	-
	0.0000	668331	-2.2422e-05	-	7.46	-
	4.0403	656711	6.9409e-02	-	60.65	-

de Navier-Stokes [117]. Consoante a evolução temporal no comportamento do fluxo, as variáveis podem ser obtidas através da soma do valor médio no tempo, com a variação desse mesmo valor, para fluxos estatisticamente estáveis. No caso dos fluxos com comportamento instável, onde a média do tempo não pode ser utilizada, é adotada a abordagem da média do conjunto, sendo necessário um conjunto numeroso de amostras para que o resultado seja considerado fidedigno. Esta abordagem é designada por Média de Reynolds, se aplicada às equações de Navier-Stokes, e pode ser aplicada a qualquer tipo de fluxo.

No que diz respeito ao modelo de turbulência, são várias as opções de escolha, tendo este a função de fechar o sistema de equações. O software Star-CCM+ permite optar entre quatro, o modelo de turbulência $k - \epsilon$ [118], o modelo de turbulência $k - \omega$ [119], o modelo de turbulência de Tensões de Reynolds [120] e o modelo de turbulência Spalart-Allmaras [121].

A opção de escolha recaiu sobre o modelo $k - \omega$, um modelo indicado para baixo número de Reynolds [119], onde a camada limite é relativamente espessa e a subcamada viscosa pode ser resolvida. Este é automaticamente associado, pelo software, ao modelo de turbulência $k - \omega$ SST [116] [122]. Um modelo de duas equações de transporte que fornecem o cálculo da energia cinética turbulenta k e da taxa de dissipação turbulenta específica ω . Esta formulação permite conjugar o melhor dos modelos $k - \epsilon$ e $k - \omega$, anteriormente desenvolvidos, utilizando o primeiro nas regiões de fluxo livre exteriores à camada limite e o segundo nas regiões internas da camada limite, evitando os problemas associados à sensibilidade deste, face às propriedades de turbulência na transição para fluxo livre.

Para além de um modelo de turbulência, é também necessário selecionar um modelo de transição. A função deste é prever a localização da transição de fluxo laminar para turbulento, caso esta exista, e quer seja natural ou transição de bypass, isto é, uma transição na qual algumas das etapas do processo de transição natural não se verificam, devido a perturbações externas. Neste caso, o modelo utilizado foi o $\gamma - Re_{\theta}$, compatível com malhas não estruturadas e construído sobre variáveis locais. Este modelo é baseado em duas equações de transporte, sendo a primeira uma equação de intermitência, usada para desencadear o processo de transição, e a segunda é formulada em termos do número de Reynolds de início de transição, usada para capturar a influência não local da intensidade da turbulência. É de salientar que as equações de transporte propostas não tentam modelar a física do processo de transição, mas sim formar um quadro para a implementação de modelos baseados na correlação, em métodos de CFD de uso geral. Através da referência [123] é possível obter mais informação acerca

deste modelo de transição e respetivo desenvolvimento do mesmo.

Tal como foi referido anteriormente, de modo a melhor captar o comportamento do fluxo na região da camada limite gerada junto da parede do perfil, foram aplicadas camadas de prismas. O parâmetro que define a espessura da primeira camada de prismas e, conseqüentemente, o quão grosseira ou refinada é a malha junto do perfil, é o $y+$. Este não foi definido diretamente, mas sim através de fatores que lhe estão intrinsecamente ligados, como é o caso do número total de camadas de prismas, a espessura total dessas mesmas camadas e a taxa de crescimento das mesmas.

O valor do $y+$ deve ser cuidadosamente definido, não apenas por ter um papel importante no peso da simulação, isto é, no nível de refinamento da mesma, que é limitado pela capacidade computacional disponível, mas também porque, consoante o modelo de turbulência e transição escolhidos, deve estar inserido num intervalo de valores que permite a correta aplicação dos modelos.

Para uma análise em regime turbulento e com adoção do modelo de turbulência $k-\omega$, o valor de $y+$ deve constar no intervalo de 0 a 5, correspondente à região da subcamada viscosa da camada limite [124]. Este limite foi respeitado na totalidade das análises de validação realizadas.

Por fim, e como objetivo principal destas análises de validação, foi feita a comparação das curvas de C_p em função da percentagem da corda, provenientes dos estudos realizados no STAR-CCM+, com aquelas obtidas com os dados fornecidos pela NASA, capturados em túnel de vento. O objetivo principal desta comparação é a validação não só dos modelos adotados, mas também dos parâmetros escolhidos e da geração da malha efetuada.

Nos três casos, para ângulo de ataque igual a -4° (figura 4.7), 0° (figura 4.8) e 4° (figura 4.9), as curvas provenientes das análises realizadas seguem quase na perfeição as curvas geradas pelos dados adquiridos do estudo da NASA. Os pequenos desvios visíveis podem ser justificados com erros associados às análises CFD, que não representam a 100% as condições de teste experienciadas no túnel de vento usado pela NASA. Esses deslocamentos no valor de C_p ao longo da corda são mais visíveis no caso das análises com ângulo de ataque igual a -4° e 4° , mais sensíveis a ligeiras alterações nos parâmetros do fluxo, uma vez que, tratando-se de um perfil simétrico, a 0° teoricamente não existe criação de sustentação nem diferença de pressões entre o intradorso e o extradorso, sendo esta análise menos suscetível a erros. Ainda assim, estes desvios verificados tomam a forma de deslocamento das curvas e não de picos em determinados pontos, pelo que devem estar associados a disparidades nos parâmetros de teste e não a erros de discretização do domínio ou de aplicabilidade de modelos. Tal leva a crer que as análises fornecem dados confiáveis e são dignas de validar o processo adotado.

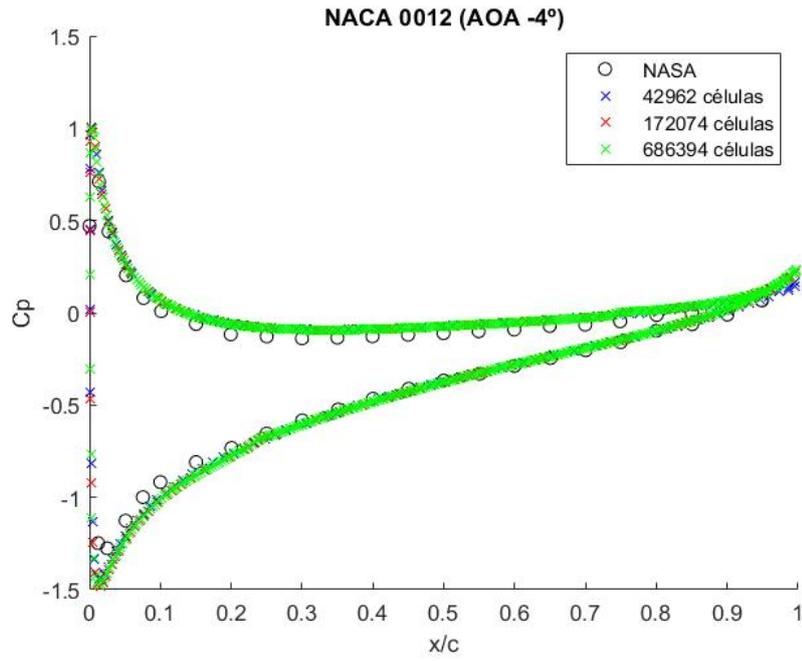


Figura 4.7: Coeficiente de pressão em função da percentagem de corda para $\alpha = -4^\circ$

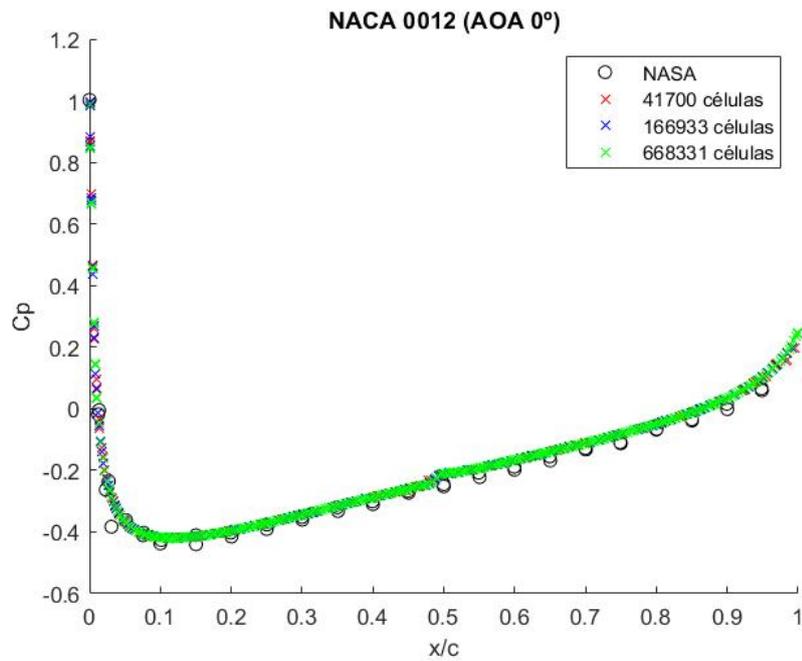


Figura 4.8: Coeficiente de pressão em função da percentagem de corda para $\alpha = 0^\circ$

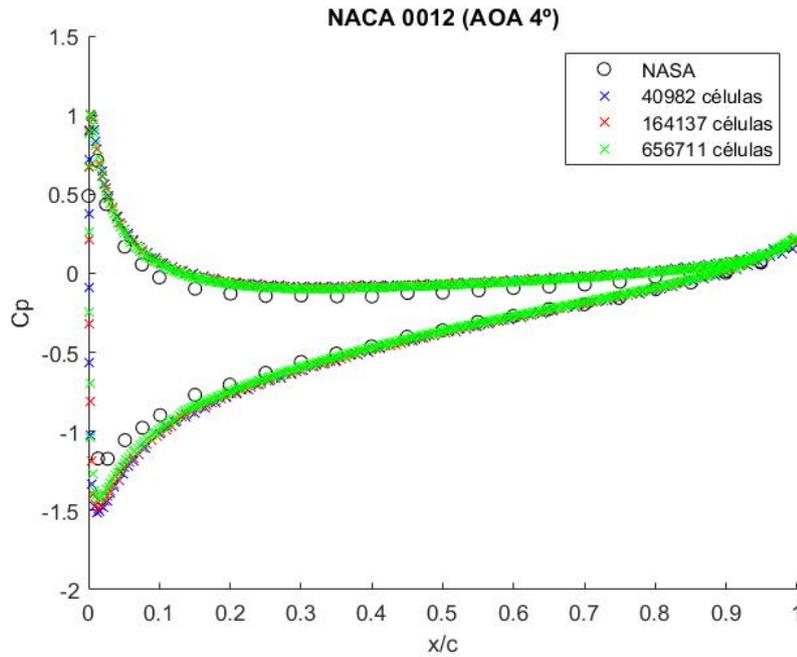


Figura 4.9: Coeficiente de pressão em função da porcentagem de corda para $\alpha = 4^\circ$

4.2.2 Análises CFD do UAV

Finalizados os estudos de validação de modelos de turbulência e de transição, parametrização da análise e criação da malha, deu-se início ao estudo do UAV em foco nesta tese.

De forma a reduzir os recursos computacionais necessários e o tempo de cálculo, todas as análises foram realizadas a apenas metade da geometria da aeronave, fazendo uso do recurso de condição de simetria, aplicado ao plano de simetria longitudinal do UAV.

A obtenção da geometria e correspondente volume de controlo foi feita com recurso ao programa de modelação geométrica SolidWorks [109], onde se criou um paralelepípedo ao qual se subtraiu meia aeronave, ficando assim com um molde positivo desta, correspondente à superfície molhada da aeronave. No que diz respeito às dimensões do domínio, foi tido em conta que se trata de uma análise com fluxo subsónico, pelo que as ondas de perturbação se propagam em todas as direções, o que implica maiores dimensões do domínio, de modo a que as condições de fronteira seleccionadas não influenciem negativamente os resultados [125] [126]. Ainda assim, um compromisso teve de ser feito em nome do poder computacional disponível, pois todo o volume de controlo destina-se a ser discretizado, e quanto maiores as suas dimensões, mais elementos a malha volumétrica terá.

As dimensões do domínio encontram-se na figura 4.10, onde c corresponde à corda máxima da aeronave (365 mm) e b corresponde à envergadura total com a fuselagem (1410 mm).

Uma vez importada a geometria e definido o volume de controlo, resta definir as condições de fronteira e gerar a malha superficial e volumétrica, pois os modelos de turbulência e transição são os testados nos ensaios de validação. Para o *inlet* foi atribuída a condição de velocidade constante e igual à velocidade de cruzeiro da aeronave, 16.6667 m/s, ao *outlet* atribuiu-se pressão constante e igual à

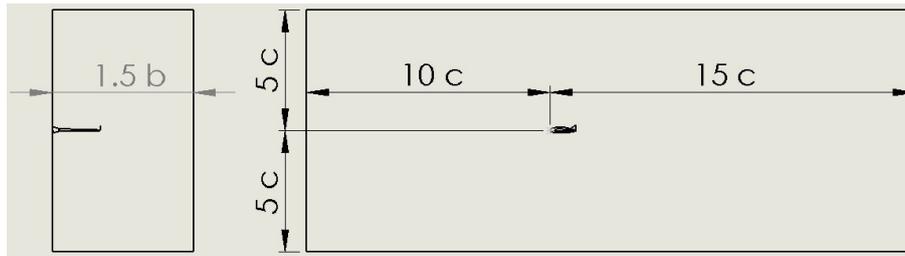


Figura 4.10: Dimensões do domínio em função da corda máxima (c) e da envergadura (b)

pressão de referência, neste caso a pressão atmosférica, às faces laterais atribuiu-se condição de simetria, na face direita por só se representar metade da aeronave e na esquerda por se simular condição de voo livre sem paredes a delimitar o domínio. Por fim, a superfície do UAV é considerada parede, sendo a interface entre o sólido e o fluido, e as faces superior e inferior do domínio são consideradas *inlet* e *outlet*, respetivamente, para ângulos de ataque negativos, e vice-versa para ângulos de ataque positivos.

De notar que estas condições de fronteira aqui enunciadas se mantiveram para todos os ensaios CFD posteriormente mencionados e analisados.

Convergência de Malha

À semelhança do procedimento adotado nos estudos para validação, também no caso do UAV foi feita uma convergência de malha, de forma a obter um conjunto de parâmetros satisfatórios para a geração da malha.

Neste processo de convergência de malha foram geradas três malhas com diferentes refinamentos. A primeira a ser criada foi a mais grosseira e menos exigente a nível computacional. Daí partiu-se para malhas mais refinadas, tendo sido utilizada uma razão de refinamento (r) de aproximadamente 1.5 entre cada um dos casos.

Na figura 4.11 estão grandes planos das malhas geradas no plano de simetria da aeronave, para todo o domínio, onde se pode visualizar as regiões de refinamento localizado, em redor do UAV e na região da esteira gerada por este.

Os dados obtidos das três malhas para um ângulo de ataque de 0.23° (condição de cruzeiro segundo o XFLR5), a nível de coeficientes de sustentação e de resistência aerodinâmica, estão presentes na tabela 4.3, onde estão também registados os erros relativos face aos coeficientes em causa para a configuração mais refinada.

Tabela 4.3: Dados da convergência de malha para o UAV

Tipo de Malha	Número de Células	Cl [-]	Erro Relativo [%]	Cd[drag counts]	Erro Relativo [%]
Grosseira	722130	0.0880	6.0	103.44	60.6
Intermédia	2095696	0.0809	2.5	69.78	8.3
Refinada	7159918	0.0830	-	64.41	-

O critério para aceitação da convergência foram os 5% de erro relativo, também utilizados no pro-

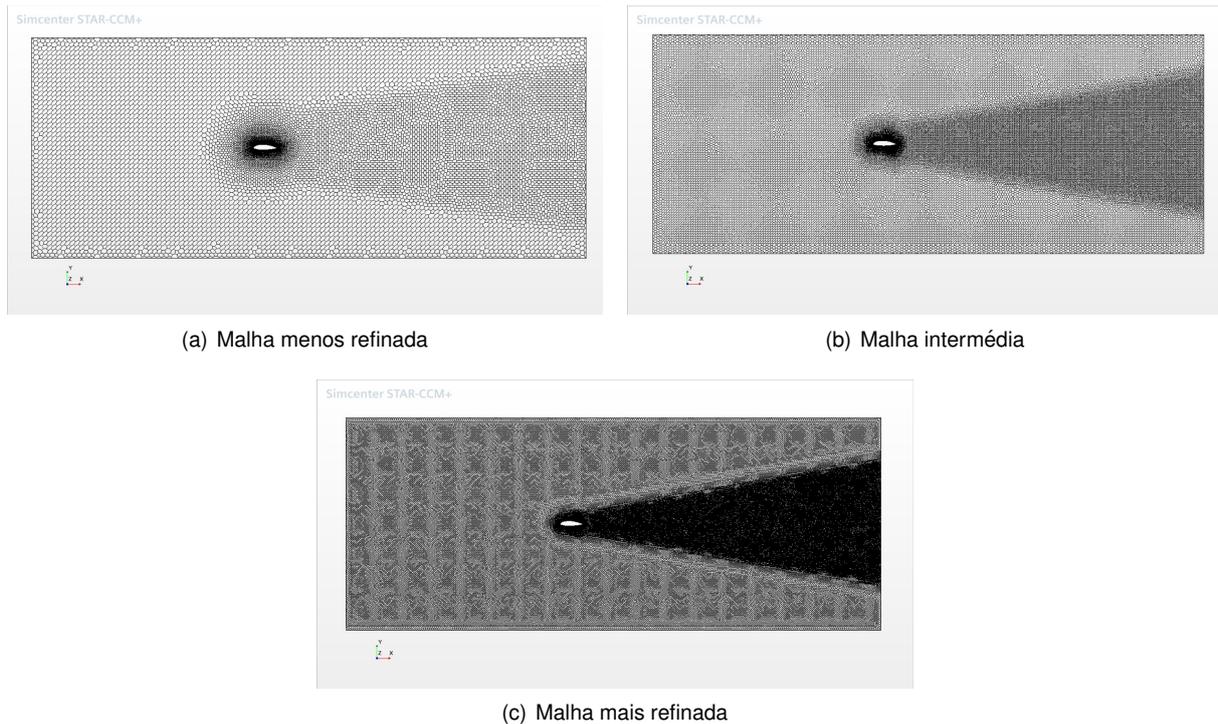


Figura 4.11: Diferentes refinamentos de malha para convergência do UAV

cesso de validação. Este critério foi respeitado no caso do coeficiente de sustentação, no entanto, para o coeficiente de resistência aerodinâmica não foi possível alcançar. Este resultado já seria de esperar, em parte por ser notoriamente mais exigente atingir a convergência para a resistência aerodinâmica. Assim sendo, optou-se por aceitar os 8.333%, uma vez que para diminuir este valor já exigiria um grande refinamento e poder computacional disponível.

A malha foi então dada como convergida e aceite. Foi, portanto, esta malha com 7159918 elementos que foi posteriormente utilizada em todas as análises feitas ao UAV, para diferentes ângulos de ataque. Este método foi possível de ser utilizado por manter a geometria inalterada para todos os ângulos de ataque e variando apenas o ângulo de incidência do fluxo. Assim tornou-se exequível utilizar sempre a mesma malha, acelerando o processo.

Nas figuras 4.12 (a) e 4.12 (b) estão representadas vistas com maior detalhe da malha resultante, uma da região do bordo de ataque da fuselagem e outra do plano de simetria ao redor de toda a aeronave.

Análises para Regressão Linear

Após ter-se gerado a malha final a ser utilizada nas análises para retirar os carregamentos aerodinâmicos, foi momento de proceder a três análises com ângulos de ataque diferentes. Estas destinam-se a servir de pontos de partida para realizar uma regressão linear a partir dos pontos finais de C_L em função de α delas retirados.

A necessidade de elaborar esta regressão linear, prende-se com o facto dos resultados obtidos com o Star-CCM+ divergirem dos obtidos com o XFLR5. Tal discrepância foi verificada com as análises

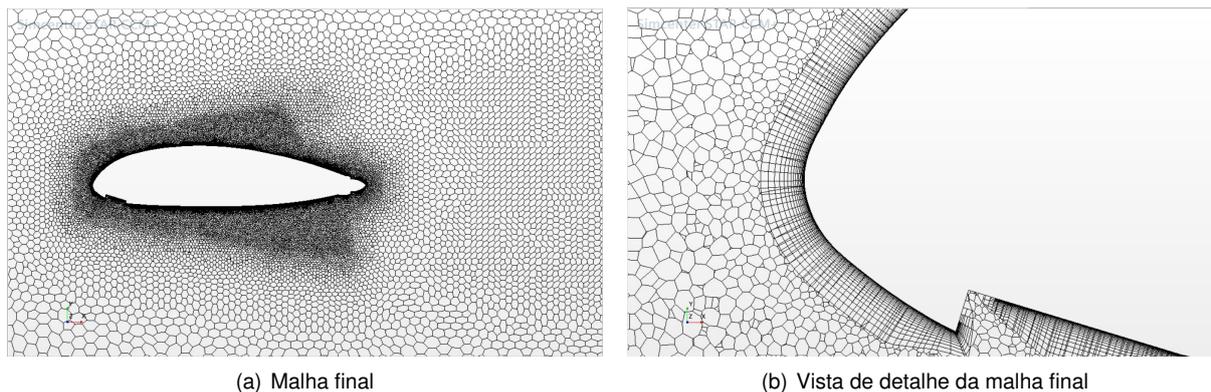


Figura 4.12: Vistas de detalhe da malha final

realizadas para a convergência de malha, na qual o ângulo de ataque utilizado foi o da condição de cruzeiro, obtido através do XFLR5, mas os valores dos coeficientes de sustentação e de resistência aerodinâmica não coincidiram. Alguns dos motivos que poderão ter conduzido a esta diferença são a não utilização de winglets nas análises do XFLR5, ou as diferenças existentes no perfil da fuselagem, a qual foi gerada no XFLR5 para os estudos lá realizados, e no SolidWorks para o modelo aplicado nos ensaios do Star-CCM+. Uma vez que a geometria fidedigna e correspondente ao produto final é aquela gerada no SolidWorks, os resultados obtidos através do Star-CCM+ foram os aceites como sendo os mais realistas e confiáveis. Assim sendo, com a regressão linear torna-se possível alcançar o valor dos novos ângulos de ataque para as condições de cruzeiro e extremos do envelope de voo anteriormente apresentado, isto é, os casos de $+3.8G's$ e $-1.5G's$.

No decorrer das três análises referidas, constou-se que não estava a ser possível alcançar uma convergência satisfatória para o coeficiente de sustentação. De forma a tentar solucionar esta questão, optou-se por alterar um dos parâmetros físicos da análise e passar para estado não estacionário.

A não convergência em estado estacionário pode ter estado relacionada com algum local do escoamento onde não existisse estacionaridade, e assim, não deixasse convergir. A localização destes pontos responsáveis pelo fenómeno, provavelmente será no ponto onde se dá a transição de regime laminar para turbulento, no extradorso da fuselagem e em determinados pontos localizados ao longo da envergadura da asa.

Na figura 4.13 pode-se ver o gráfico de C_L em função do tempo físico de simulação para um ângulo de ataque de 0.23° , correspondente à condição de cruzeiro, segundo o XFLR5.

De notar que o eixo vertical está com uma menor divisão de escala muito pequena, de modo a que as oscilações no valor de C_L sejam mais perceptíveis. Ainda assim, e analisando o gráfico, é possível constatar a estabilização do valor do coeficiente de sustentação após a mudança da análise para estado não estacionário, que ocorreu sensivelmente aos 0.11 segundos de tempo físico de simulação.

Realizadas as três simulações e convergidos os seus resíduos e coeficientes em estudo, passou-se à fase da regressão linear. Dela resultou o gráfico da figura 4.14, onde se pode ver a azul os pontos do valor de C_L para ângulos de ataque de -7.3° , 0.23° e 4.71° , a amarelo a reta de melhor aproximação, e a preto, no canto superior esquerdo, a equação dessa mesma reta, $y = 0.0764 \times x + 0.1711$.

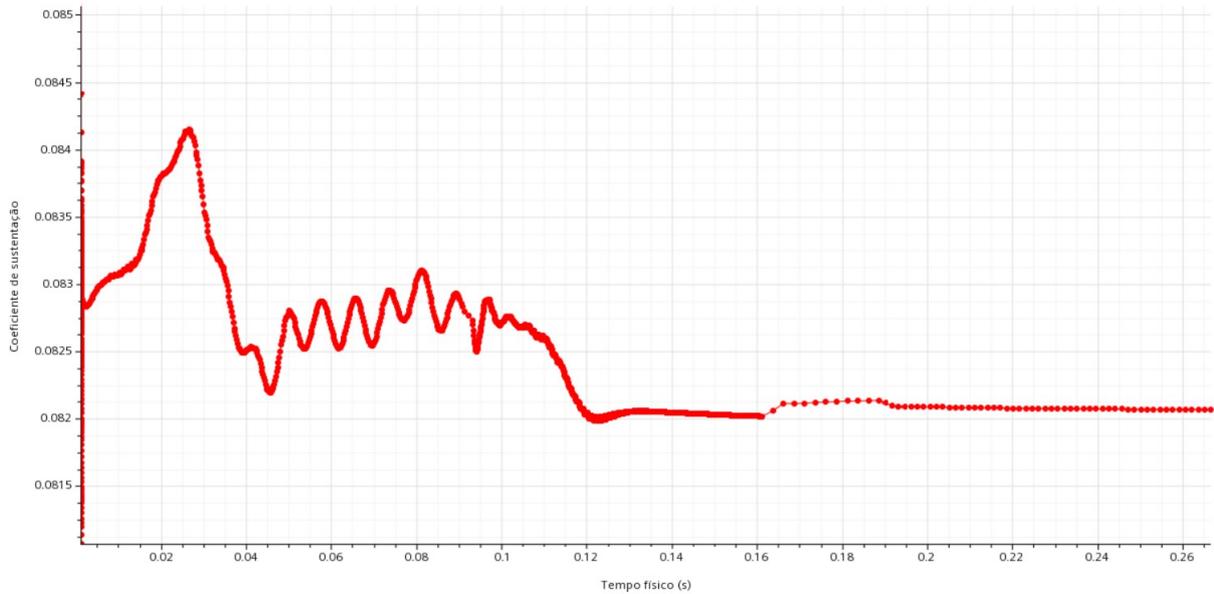


Figura 4.13: Gráfico de C_L em função do tempo físico de simulação para $\alpha = 0.23^\circ$

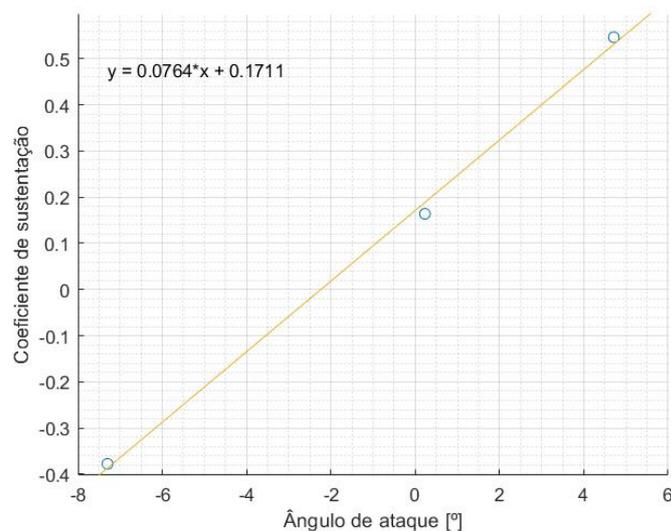


Figura 4.14: Regressão linear para obtenção de novos ângulos de ataque

Tendo acesso à expressão resultante da regressão linear, pôde-se facilmente obter o novos valores de α para condição de cruzeiro e para fatores de carregamento de -1.5 e $+3.8$. Ora, para o caso de $-1.5G's$, o novo valor de α passou a ser -6.893° , para a condição de cruzeiro, passou a ser 0.862° , e finalmente, para o caso de $+3.8G's$, tomou o valor de 9.548° .

Não obstante a importância dos valores obtidos para os casos limite do envelope de voo, foi feita uma segunda regressão linear, de modo a alcançar um valor mais certo para α na condição de cruzeiro, uma vez que esta será a condição na qual a aeronave se encontrará durante grande parte do seu período de voo. A reta de melhor aproximação e respetiva equação, podem ser analisadas na figura 4.15. Desta análise mais cuidada, surgiu um ângulo de ataque para cruzeiro de 1.078° .

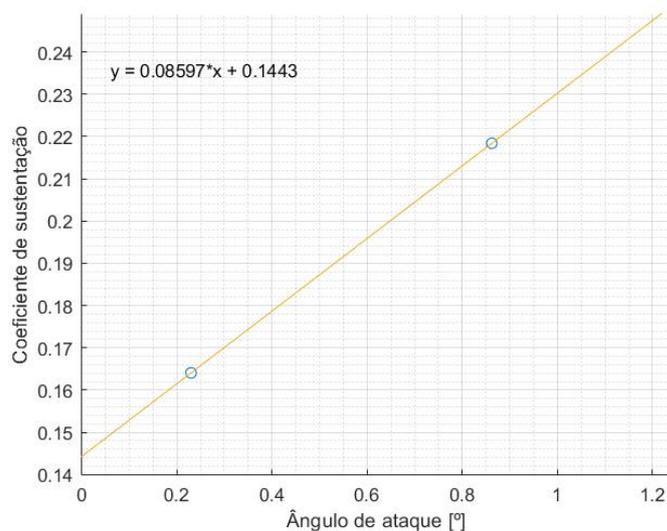


Figura 4.15: Regressão linear para condição de cruzeiro

Análises Finais

Nos gráficos apresentados no anexo A.3, do coeficiente de sustentação em função do tempo físico de simulação e do coeficiente de resistência aerodinâmica em função do número de iterações, para os três valores de α em estudo, pode-se verificar a convergência de ambos os parâmetros, para qualquer uma das simulações.

À semelhança do que foi feito nas análises para a regressão linear, também nestas análises finais se optou por iniciar o processo em estado estacionário e, a fim de obter a convergência dos parâmetros, passar para estado não estacionário quando da estabilização dos resíduos da análise em estado estacionário.

Na tabela 4.4 encontram-se os valores de C_L e C_D obtidos com ambos os softwares utilizados, XFLR5 e Star-CCM+, para as três condições de voo em análise, e respectivas diferenças relativas aos valores retirados do Star-CCM+.

Tabela 4.4: Comparação dos resultados obtidos com o XFLR5 e com o Star-CCM+

Condição de voo	Software	Ângulo de ataque [°]	C_L	Diff [%]	C_D	Diff [%]
-1.5 G's	XFLR5	-7.3	-0.355	3.27	0.0512	7.91
	Star-CCM+	-6.893	-0.367		0.055596	
Cruzeiro	XFLR5	0.23	0.237	0.42	0.0156	0.29
	Star-CCM+	1.078	0.236		0.015555	
+3.8 G's	XFLR5	8.75	0.900	4.76	0.0597	0.69
	Star-CCM+	9.548	0.945		0.060112	

Consultando os valores das diferenças relativas obtidos, pode-se concluir que a regressão linear efetuada anteriormente, com o objetivo de encontrar os novos ângulos de ataque que conduziram aos valores de C_L correspondentes aos carregamentos em questão, foi realizada com sucesso, pois a magnitude das diferenças entre ambos os programas é bastante baixa.

O facto de ter erros relativos tão baixos, leva a que o tempo de voo estimado anteriormente, com os parâmetros retirados do XFLR5, ainda seja considerado fidedigno, pois para a condição de cruzeiro, a diferença relativa do coeficiente de resistência aerodinâmica é de apenas 0.29%, o que não implica qualquer mudança significativa na resistência da aeronave.

As figuras A.19, A.20 e A.21, presentes no apêndice A.4, representam a distribuição do C_P na superfície da aeronave para as condições de fator de carga de -1.5 , voo cruzeiro e fator de carga de $+3.8$, respetivamente.

Na figura A.19, correspondente à análise com ângulo de ataque de -6.893° , pode-se verificar que a região de baixa pressão se encontra no intradorso, com tonalidades de azul, e o extradorso apresenta uma distribuição de pressões de maior magnitude, dando, portanto, origem à força de sustentação negativa que se verifica neste caso.

Já nas figuras A.20 e A.21, correspondentes às condições de ângulo de ataque positivo, é possível ver a localização da zona de baixa pressão no extradorso, onde é expectável de se situar, e a zona de maior pressão nos pontos de estagnação no bordo de ataque. É também de destacar o maior gradiente de pressões entre o extradorso e o intradorso no caso em que o ângulo de ataque é superior, motivo pelo qual esta condição apresenta maior força de sustentação.

As distribuições de pressões foram posteriormente utilizadas para importar os carregamentos aerodinâmicos nas análises de otimização topológica realizadas.

4.3 Otimização Topológica

A otimização topológica é um método matemático e computacional que permite, através da distribuição de material numa estrutura sem topologia prévia, ou com liberdade na mesma, maximizar o desempenho do sistema de que faz parte [127]. A otimização é feita tendo em conta um espaço de desenho permitido e as condições e cargas limite a que a estrutura está sujeita. A aplicação deste método leva à introdução de cavidades na estrutura, que, sem comprometer a sua rigidez e resistência, permitem redução do peso e poupança na quantidade de material utilizado.

O modelo CAD importado para o software responsável pela análise estrutural e otimização topológica, o Altair HyperWorks™[128], foi criado utilizando o software de modelação geométrica SolidWorks™. Este foi o mesmo que foi utilizado para fazer o processo de subtracção que originou o domínio com a superfície molhada, utilizada nas análises CFD. Foi criado com base nas restrições impostas pelos componentes internos e de acordo com as medidas obtidas no desenho e configuração inicial da asa. Na Fig.4.16 é apresentada uma visão deste mesmo modelo, com um certo grau de transparência, para que se possa ver a configuração interna da fuselagem e das asas do UAV.

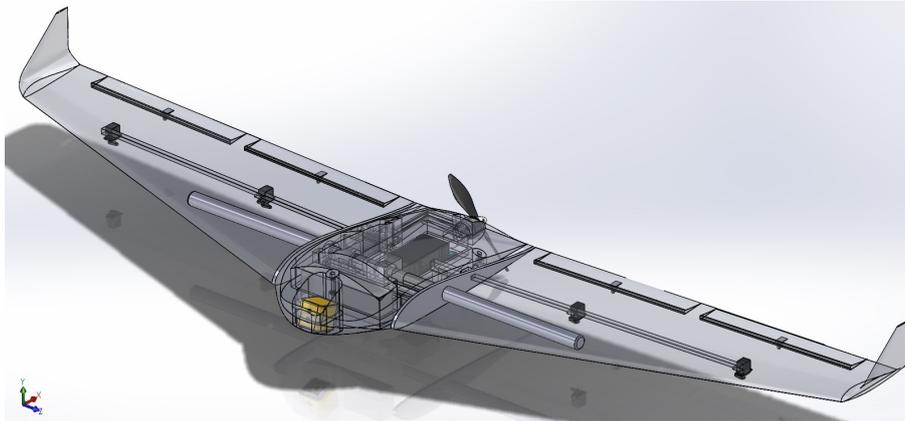
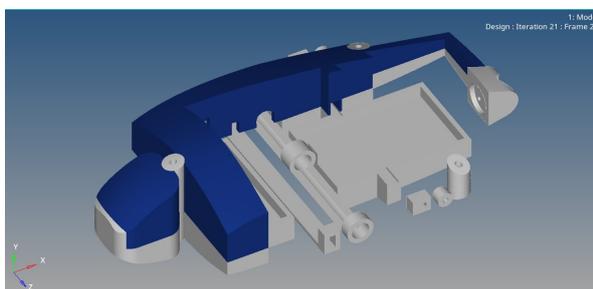


Figura 4.16: CAD obtido com o SolidWorks

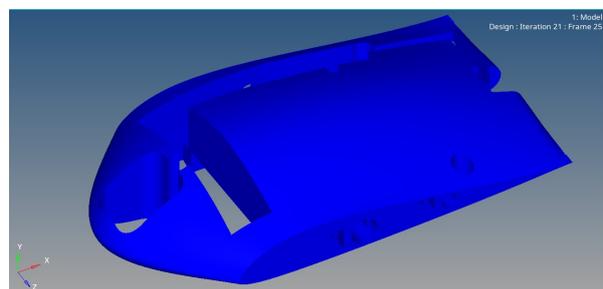
4.3.1 Otimização Preliminar

De forma a conhecer melhor o programa e definir os passos necessários para elaborar um correto setup para a otimização topológica final da fuselagem do UAV, uma otimização preliminar foi realizada. Esta teve igualmente como alvo a fuselagem da aeronave, no entanto, foi apenas este o componente importado do ficheiro CAD, de forma a tornar a análise menos pesada a nível computacional.

Uma vez importada a geometria desejada, foi gerada uma malha suficientemente refinada para proporcionar uma discretização correcta e descrever com precisão a forma da aeronave. Esta pode ter diferentes graus de refinamento, dependendo da área onde é aplicada, ou seja, se é uma peça que se pretende otimizar ou não. Para fazer esta distinção, e assim poupar algum tempo de cálculo, a geometria foi dividida em diferentes componentes, ou seja, em zonas do domínio de referência que se pretendiam otimizar e zonas que se pretendiam deixar como domínios sólidos. Neste caso, todas as regiões do domínio que suportavam ou envolviam os diversos componentes internos (figura 4.17 (a)), foram deixadas intactas, aplicando apenas o processo de otimização ao material em seu redor (figura 4.17 (b)).



(a) Componentes fixos



(b) Componentes alvo de otimização topológica

Figura 4.17: Geometria importada para a otimização topológica preliminar

Introduzida a geometria, feita a separação em diferentes regiões, e gerada a malha, as cargas que viriam a dar origem ao processo de otimização foram introduzidas. Estas podem ser aplicadas em pontos isolados ou distribuídas sobre os nós de uma determinada superfície da malha gerada. Neste

caso de estudo, foram aplicadas as massas dos componentes internos, de forma distribuída pelas superfícies onde se encontram assentes. Foi também necessário fixar alguns nós da geometria, para que as forças possam ser aplicadas, caso contrário não haveria restrições e a geometria teria total liberdade de movimento ao aplicar as cargas. Neste caso, optou-se por fixar os nós da fuselagem que estão em contacto com a longarina de carbono que atravessa o UAV, por ser o elemento com a maior rigidez do conjunto, e aqueles que estão em contacto com os pinos de fixação dos perfis laterais, localizados entre a fuselagem e as asas. É através de todos estes nós fixos (representados a cor de rosa na figura 4.18 e unidos a um único nó central), cujos seis graus de liberdade foram restringidos, que, na otimização final, a carga aerodinâmica e estrutural das asas irá ser transmitida à fuselagem.

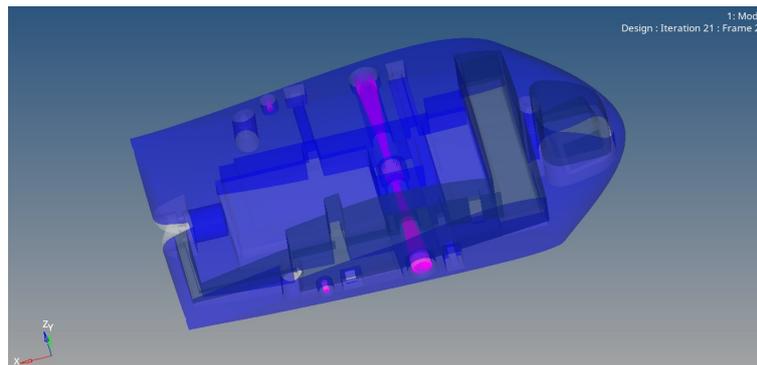


Figura 4.18: Nós da malha fixos

Na análise em questão, o único material dos componentes constituintes da geometria é o PLA, pelo que foi necessário criar apenas um tipo de material e introduzir as características do mesmo, bem como definir o tipo de material que é, tendo sido posteriormente associado a uma propriedade que faz a ligação entre o componente geométrico e o material definido que o constitui.

O último passo a dar antes de inicializar a análise estrutural e subsequente otimização topológica, foi a criação de grupos com superfícies de contacto seleccionadas, a fim de transmitir forças e deslocamentos entre os diferentes componentes que constituem a geometria completa em estudo. Não existindo qualquer tipo de ligação química entre as superfícies e sendo o aperto e a compressão o único tipo de união entre elas, foi definida uma condição de contacto que permite o deslocamento independente de ambas as superfícies em causa em cada contacto.

Por fim, foram definidas as condições para a análise de otimização topológica, utilizando o solver Optistruct™, que se baseia no método SIMP. Dessas condições fazem parte vários parâmetros restritivos, com base nos quais a análise é executada. No contexto do projecto de desenvolvimento do UAV em questão, o objectivo da otimização topológica é reduzir a percentagem de material, uma percentagem que é relativa ao volume ocupado pela aeronave. Com esse objetivo, foram introduzidos valores-limite mínimos de massa e máximos de tensão de cedência do PLA, que a aeronave não deve exceder e aos quais os seus componentes não devem ser submetidos, respetivamente. O valor utilizado para a tensão de cedência do PLA foi ainda dividido por um fator de segurança de 1.5, valor esse que poderá ser ou não considerado conservador, consoante a análise dos resultados obtidos. O valor de massa mínima atribuído à análise é que tem um carácter bastante conservador, sendo este de 2 kg, bastante superior

ao desejado e necessário para que o dimensionamento da aeronave até aqui feito, tenha validade.

Finalizada a otimização por parte do software, o utilizador tem a capacidade de visualizar a forma da estrutura obtida no processo de distribuição óptima do material (figura 4.19) e, com isso, tentar reproduzir a forma obtida com a ajuda de software CAD. Claro está, que no presente caso não houve qualquer dificuldade em atingir o limite inferior de massa da fuselagem.

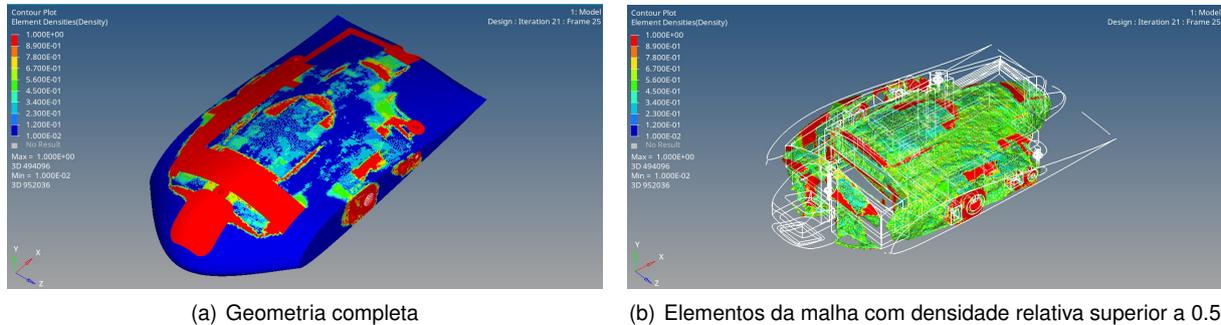


Figura 4.19: Geometria resultante da otimização topológica preliminar

Da análise da figura 4.19 pode-se concluir que, mesmo para um valor de massa mínima extremamente conservador, como é o caso dos 2 kg, grande parte do material mais exterior da fuselagem é dispensável, podendo a estrutura interna ser bastante simplificada e a superfície exterior ser mantida apenas com uma espécie de *shell*, de modo a cumprir os requisitos aerodinâmicos decorrentes do desenvolvimento do UAV.

4.3.2 Otimização Final

A preparação da otimização topológica final da fuselagem deu-se de forma idêntica à da otimização preliminar, tendo sido adotada a mesma metodologia de análise.

Em primeiro lugar, a geometria, desta vez completa com asas, perfis de conexão asa-fuselagem e longarina, foi importada para o software Altair HyperWorks™. Aí, foi feita a divisão entre componentes a otimizar e componentes a manter intactos, tendo sido atribuídas propriedades a todos eles. Todos os constituintes da geometria que são compostos por materiais diferentes, requerem uma propriedade própria, ainda assim, dois componentes do mesmo material, mas que se destinam a diferentes tipos de otimização, requerem propriedades diferentes. Este princípio teve de ser aplicado à fuselagem da aeronave que, apesar de ser integralmente feita em PLA, contém zonas que não se pretendem otimizar topologicamente. Na tabela 4.5 estão presentes as propriedades mecânicas do XPS, material utilizado para produção das asas, e do PLA, utilizado para impressão da fuselagem e dos perfis de conexão [129, 130].

Tabela 4.5: Propriedades mecânicas do XPS e do PLA utilizadas para definir estes materiais no estudo de otimização topológica.

Material	Densidade [kg/m^3]	Módulo de elasticidade [GPa]	Tensão de cedência [MPa]
XPS	34.296	0.016958	0.361
PLA	1240.0	1.190	20.07

Dividida a geometria e atribuídas as propriedades, pôde ser criada a malha para discretização do domínio alvo da análise estrutural e da otimização. Parte da malha gerada está presente na figura 4.20, onde se pode ver, claramente, a diferença no refinamento da malha da fuselagem e das asas, estando a primeira mais refinada por se tratar duma região que se pretende otimizar, ao contrário da segunda.

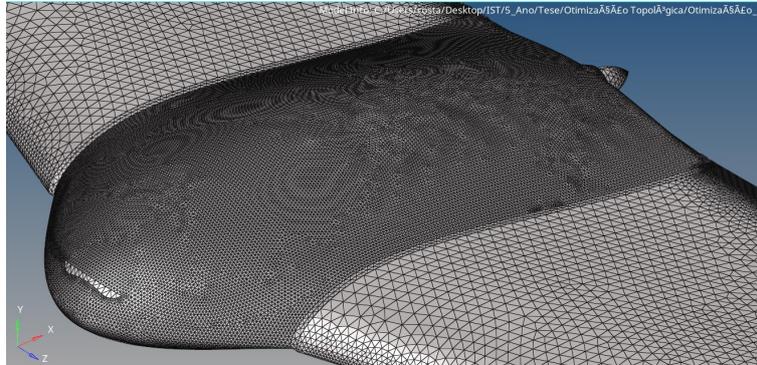


Figura 4.20: Malha gerada para a otimização topológica da fuselagem

No que diz respeito às cargas aplicadas, para além das dos componentes internos, como foi feito anteriormente, também os carregamentos aerodinâmicos obtidos das análises CFD foram introduzidos sob a forma de ficheiros csv que contêm as coordenadas dos nós da superfície e respetivo valor de pressão calculada. Partindo dos dados contidos nestes documentos, o programa de otimização executa uma interpolação linear, com um raio de correspondência de coordenadas definido pelo utilizador, a fim de impôr o carregamento na malha gerada neste software.

Terminado esse passo, foram também criados grupos de superfícies de contacto e, por fim, passou-se à configuração da otimização. À semelhança da análise realizada na otimização preliminar, também nesta foram definidos constrangimentos no que toca ao peso mínimo que a estrutura pode atingir e à tensão máxima que os elementos da malha devem experienciar, neste caso, a tensão de cedência do material constituinte da fuselagem, o PLA, dividida por um fator de segurança de 1.5.

Infelizmente, no tempo útil da realização desta dissertação, não foi possível obter os resultados desta otimização topológica final. Ainda assim, todo o setup ficou pronto para a correr e então poder concluir se os objetivos em termos de massa poderão ser atingidos com a geometria e requisitos apresentados.

Capítulo 5

Conclusão

5.1 Trabalho Realizado

Seguindo a metodologia padrão de desenvolvimento de aeronaves, foi realizado o desenvolvimento conceptual e estudo de um UAV para vigilância de desportos motorizados em ambiente de autódromo. Esta metodologia teve de sofrer pequenas adaptações, dada a geometria invulgar da aeronave em questão, mas os principais passos foram seguidos e respeitados. O mote do design do UAV terá sido o supramencionado, ainda que com o objetivo de aplicar um processo de otimização topológica, para futura produção através de métodos de fabrico aditivo.

Definida uma aplicação para a aeronave desenvolvida nesta dissertação, surgiu, naturalmente, um conjunto de requisitos e constrangimentos que foram tidos em conta nas várias fases da criação do UAV. Numa fase inicial, com uma escolha cuidadosa dos componentes necessários e por comparação com aeronaves alternativas, com dimensão e geometria semelhante, o MTOW foi calculado. Em seguida, obteve-se o Design Point, o que permitiu realizar um desenho preliminar do UAV, passo no qual foi definida a sua configuração e dimensão. Com a ajuda de software CAD, este conceito de aeronave foi concebido, tendo em conta as restrições de concepção, as dimensões obtidas anteriormente, a geometria seleccionada e a distribuição dos componentes, resultante de uma análise de estabilidade. Foi também nesta fase que a escolha do perfil alar foi efetuada. Tendo em conta a configuração adotada de asa voadora, foram previamente seleccionados dez perfis adequados a este tipo de aeronave, estudados a nível de desempenho aerodinâmico, e escolhido o melhor compromisso entre todos eles.

Obtida a geometria, foi iniciado o processo de análise CFD. Em primeiro lugar, foi levado a cabo um estudo de validação da metodologia, dos modelos seleccionados e da malha gerada, que tomou por base os estudos feitos, em túnel de vento, pela NASA, ao perfil NACA0012. Com esse objetivo, fez-se uma preparação de análise que tentou replicar, da forma mais fidedigna possível, os ensaios experimentais realizados pela agência espacial norte americana. Foi também feito um estudo de convergência de malha, com base na convergência de parâmetros aerodinâmicos como o coeficiente de sustentação e o coeficiente de resistência aerodinâmica, e por fim, comparada a distribuição de pressão ao longo da corda do perfil, através do coeficiente de pressão em função da percentagem de corda da asa.

Verificada a precisão e confiabilidade dos resultados obtidos através do software de análises CFD, passou-se ao estudo do UAV.

De forma a poupar nos recursos computacionais e de cálculo, necessários a estas análises, apenas metade da aeronave foi alvo dos estudos que visaram a obtenção do carregamento aerodinâmico, quer na condição de cruzeiro, quer nas condições limite de voo. Utilizando o mesmo processo para geração da malha, convergência da mesma e selecionando os mesmos modelos de turbulência e transição, validados anteriormente, a distribuição de pressão na superfície do UAV foi obtida com sucesso e exportada para ficheiros csv, destinados a serem importados para o software de análise estrutural e otimização topológica.

Relativamente a este último passo, a otimização topológica da aeronave, teve início com uma otimização preliminar, tendo em conta apenas a massa própria da fuselagem e as cargas dos componentes internos. O objetivo final, a nível de massa da fuselagem, foi também definido de forma nada ambiciosa, mais como meio de estudar o programa e as potencialidades do mesmo. Infelizmente, ainda que todo o setup tenha sido feito, com geração da malha, introdução das forças e carregamentos, definição das superfícies de contacto, entre outros parâmetros, a análise de otimização topológica final e completa não pôde ser levada a cabo no tempo útil de realização desta dissertação. Deste modo, não foi possível verificar o cumprimento dos objetivos propostos a nível de peso e compatibilidade da geometria para produção através de métodos de fabrico aditivo.

5.2 Trabalho Futuro

Em primeira instância, o trabalho futuro mais relevante a realizar para o desenvolvimento do UAV, seria a otimização topológica da fuselagem, tendo em conta, não só as cargas dos componentes internos, mas também os carregamentos aerodinâmicos para as condições de cruzeiro e limite. Efetuada a otimização e adaptado o resultado, com auxílio a um software de CAD, seria interessante iniciar o processo de produção do UAV, através do método de fabrico aditivo. Para tal, seria necessário efetuar estudos a provetes impressos, para obtenção dos parâmetros de impressão mais corretos para o material e geometria em questão.

A produção das asas poderia ser já iniciada, uma vez que não se destinam a ser alvo de qualquer otimização e o seu método de fabrico é a extração de material a partir de um bloco maciço de XPS, através da utilização de máquinas CNC.

Como trabalho futuro, mediante o sucesso na produção da aeronave, estão também voos de teste, quer para verificação dum correto dimensionamento do UAV e sua estabilidade, quer para testes de homologação e aceitação em ambiente de autódromo. De modo a colocar a aeronave no ar, seria ainda necessário trabalhar num sistema de controlo e piloto automático.

Relativamente a melhorias no trabalho já desenvolvido, seria interessante poder repetir as análises CFD e a otimização topológica, com recurso a um maior poder computacional, que permitisse a geração de malhas consideravelmente mais refinadas, e verificar até que ponto esta barreira do poder de cálculo poderá ter afetado os resultados finais.

Bibliografia

- [1] *Unmanned Aircraft Systems (UAS) Operational Approval*. Federal Aviation Administration - U. S. Department of Transportation, Junho 2013.
- [2] *Policy Statement Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems (UAS)*. European Aviation Safety Agency, 2009.
- [3] I. Serrano. Unmanned aircraft system (uas) vs. manned aircraft system (mas): A military aircraft study. Master's thesis, Seaver College of Science and Engineering, 2015.
- [4] O. Sigmund. *Design of material structures using topology optimization*. PhD thesis, Technical University of Denmark Denmark, 1994.
- [5] M. P. Bendsoe and O. Sigmund. *Topology optimization: theory, methods, and applications*. Springer Science & Business Media, 2013.
- [6] E. Moreira. Application of topology optimization to satellite tertiary structures. Master's thesis, Instituto Superior Técnico, 2016.
- [7] Otimização de topologia, Apr 2019. URL <https://www.hisour.com/pt/topology-optimization-40760/>. Acedido em: 19/03/2020.
- [8] J. Plocher and A. Panesar. Review on design and structural optimisation in additive manufacturing: Towards next-generation lightweight structures. *Materials & Design*, 183:108164, 2019. doi: 10.1016/j.matdes.2019.108164.
- [9] S. Gonçalves and J. Mateus. A eficiência da materialidade - o recurso a ferramentas digitais de simulação e fabricação aditiva na procura de uma maior eficácia dos dispositivos:. 06 2016. doi: 10.4995/IFDP.2016.3357.
- [10] Supercomputador projeta uma incrível e radical nova asa para aviões! URL <https://www.saberatualizadonews.com/2017/10/supercomputador-projeta-uma-incrivele.html>. Acedido em: 19/03/2020.
- [11] M. P. Bendsoe. Optimal shape design as a material distribution problem. *Structural Optimization*, 1:193–202, 1989. doi: 10.1007/BF01650949.

- [12] M. P. Bendsøe and O. Sigmund. Material interpolation schemes in topology optimization. *Archive of Applied Mechanics*, 69:635–654, 1999. doi: 10.1007/s004190050248.
- [13] Iso / astm52900-15, standard terminology for additive manufacturing – general principles – terminology. ASTM International, 2015.
- [14] M. E. Arbabian and M. R. Wagner. The impact of 3d printing on manufacturer–retailer supply chains. *European Journal of Operational Research*, 285(2):538–552, 2020. doi: 10.1016/j.ejor.2020.01.063.
- [15] T. Vialva. U.S. Army ultra-strong 3d printed steel parts to revolutionize battlefield logistics. Março 2019.
- [16] AF96 Low alloy high performance steel. URL <https://federallabs.org/successes/awards/awards-gallery/2018/af96-low-alloy-high-performance-steel>. Acedido em: 20/04/2020.
- [17] P. Picariello. Committee f42 on additive manufacturing technologies. *ASTM International*, 2017.
- [18] A. B. Varotsis. Introduction to material jetting 3d printing. . URL <https://www.3dhubs.com/knowledge-base/introduction-material-jetting-3d-printing/>. Acedido em: 31/03/2020.
- [19] A. B. Varotsis. Introduction to metal 3d printing. . URL <https://www.3dhubs.com/knowledge-base/introduction-metal-3d-printing/>. Acedido em: 31/03/2020.
- [20] B. A. Raj, J. W. Jappes, M. A. Khan, V. Dillibabu, and N. Brintha. Direct metal laser sintered (dmls) process to develop inconel 718 alloy for turbine engine components. *Optik*, 202:163735, 2020. doi: 10.1016/j.ijleo.2019.163735.
- [21] L. E. Murr, S. M. Gaytan, D. A. Ramirez, E. Martinez, J. Hernandez, K. N. Amato, P. W. Shindo, F. R. Medina, and R. B. Wicker. Metal fabrication by additive manufacturing using laser and electron beam melting technologies. *Journal of Materials Science & Technology*, 28(1):1–14, 2012. doi: 10.1016/S1005-0302(12)60016-4.
- [22] M. Baumers, C. Tuck, and R. Hague. Selective heat sintering versus laser sintering: comparison of deposition rate, process energy consumption and cost performance. In *SFF proceedings*, pages 109–121, 2015.
- [23] G. Hussain, W. A. Khan, H. A. Ashraf, H. Ahmad, H. Ahmed, A. Imran, I. Ahmad, K. Rehman, and G. Abbas. Design and development of a lightweight sls 3d printer with a controlled heating mechanism: Part a. *International Journal of Lightweight Materials and Manufacture*, 2(4):373–378, 2019. doi: 10.1016/j.ijlmm.2019.01.005.
- [24] T. Maconachie, M. Leary, B. Lozanovski, X. Zhang, M. Qian, O. Faruque, and M. Brandt. Slm lattice structures: Properties, performance, applications and challenges. *Materials & Design*, 183: 108137, 2019. doi: 10.1016/j.matdes.2019.108137.

- [25] A. B. Varotsis. Introduction to binder jetting 3d printing. . URL <https://www.3dhubs.com/knowledge-base/introduction-binder-jetting-3d-printing/>. Acedido em: 31/03/2020.
- [26] All you need to know about metal binder jetting, Jul 2021. URL <https://amfg.ai/2019/07/03/metal-binder-jetting-all-you-need-to-know/>. Acedido em: 31/03/2020.
- [27] The complete guide to directed energy deposition (ded) in 3d printing, Sep 2019. URL <https://www.3dnatives.com/en/directed-energy-deposition-ded-3d-printing-guide-100920194/>. Acedido em: 31/03/2020.
- [28] A. B. Varotsis. Introduction to sla 3d printing. . URL <https://www.3dhubs.com/knowledge-base/introduction-sla-3d-printing/>. Acedido em: 31/03/2020.
- [29] 3d systems, . URL <https://www.3dsystems.com/>. Acedido em: 31/03/2020.
- [30] M. Feygin and B. Hsieh. Laminated object manufacturing (lom): a simpler process. In *1991 International Solid Freeform Fabrication Symposium*, 1991.
- [31] M. Sriraman, S. Babu, and M. Short. Bonding characteristics during very high power ultrasonic additive manufacturing of copper. *Scripta Materialia*, 62(8):560–563, 2010. doi: 10.1016/j.scriptamat.2009.12.040.
- [32] J. D. Cawley, A. H. Heuer, W. S. Newman, and B. B. Mathewson. Computer-aided manufacturing of laminated engineering materials. *American Ceramic Society Bulletin*, 75(5):75–79, 1996.
- [33] S. Upcraft and R. Fletcher. The rapid prototyping technologies. *Assembly Automation*, pages 318–330, 2003.
- [34] Y. Song, Y. Li, W. Song, K. Yee, K.-Y. Lee, and V. L. Tagarielli. Measurements of the mechanical response of unidirectional 3d-printed pla. *Materials & Design*, 123:154–164, 2017. doi: 10.1016/j.matdes.2017.03.051.
- [35] O. Ezeh and L. Susmel. On the notch fatigue strength of additively manufactured polylactide (pla). *International Journal of Fatigue*, 136:105583, 2020. doi: 10.1016/j.ijfatigue.2020.105583.
- [36] R. Moreira. *Conceiving a non-contact Measurement System for the Polymer Temperature at the Nozzle Exit of a FDM 3D Printer*. PhD thesis, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto, 06 2016.
- [37] Express guide of FDM 3D printing materials. URL <https://www.treatstock.com/guide/article/118-express-guide-of-fdm-3d-printing-materials>. Acedido em: 25/04/2020.
- [38] H. Rezayat, W. Zhou, A. Siriruk, D. Penumadu, and S. Babu. Structure–mechanical property relationship in fused deposition modelling. *Materials Science and Technology*, 31(8):895–903, 2015. doi: 10.1179/1743284715Y.0000000010.

- [39] T. Letcher and M. Waytashek. Material property testing of 3d-printed specimen in pla on an entry-level 3d printer. In *ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, volume 46438. American Society of Mechanical Engineers, 2014.
- [40] N. Hill and M. Haghi. Deposition direction-dependent failure criteria for fused deposition modeling polycarbonate. *Rapid Prototyping Journal*, pages 221–227, 2014. doi: 10.1108/RPJ-04-2013-0039.
- [41] O. S. Carneiro, A. Silva, and R. Gomes. Fused deposition modeling with polypropylene. *Materials & Design*, 83:768–776, 2015. doi: 10.1016/j.matdes.2015.06.053.
- [42] H. Nouri, S. Guessasma, and S. Belhabib. Structural imperfections in additive manufacturing perceived from the x-ray micro-tomography perspective. *Journal of Materials Processing Technology*, 234:113–124, 2016. doi: 10.1016/j.jmatprotec.2016.03.019.
- [43] General electric. URL <https://www.ge.com/stories/brilliantfactory>. Acedido em: 24/04/2020.
- [44] Local motors, . URL <https://localmotors.com/>. Acedido em: 24/04/2020.
- [45] Blade supercar, . URL <http://www.divergent3d.com/blade-supercar/>. Acedido em: 24/04/2020.
- [46] Urbee 2, . URL <https://korecologic.com/>. Acedido em: 24/04/2020.
- [47] Boeing 787 dreamliner. URL <https://www.boeing.com/commercial/787/>. Acedido em: 24/04/2020.
- [48] Xilloc, patient specific implants, . URL <https://www.xilloc.com/>. Acedido em: 24/04/2020.
- [49] Oxford performance materials, . URL <http://oxfordpm.com/>. Acedido em: 24/04/2020.
- [50] D. Brackett, I. Ashcroft, and R. Hague. Topology optimization for additive manufacturing. In *Proceedings of the solid freeform fabrication symposium, Austin, TX*, volume 1, pages 348–362, 2011.
- [51] L. Meng, W. Zhang, D. Quan, G. Shi, L. Tang, Y. Hou, P. Breitkopf, J. Zhu, and T. Gao. From topology optimization design to additive manufacturing: Today's success and tomorrow's roadmap. *Archives of Computational Methods in Engineering*, 27:805–830, 2020. doi: 10.1007/s11831-019-09331-1.
- [52] J. Jiang, X. Xu, and J. Stringer. *Journal of Manufacturing and Materials Processing*, 2(4):64, 2018. doi: 10.3390/jmmp2040064.
- [53] M. Hassanalian and A. Abdelkefi. Classifications, applications, and design challenges of drones: A review. *Progress in Aerospace Sciences*, 91:99–131, 2017. doi: 10.1016/j.paerosci.2017.04.003.

- [54] L. M. A. Parada. Conceptual and preliminary design of a long endurance electric uav. Master's thesis, Instituto Superior Técnico, Novembro 2016.
- [55] T. C. Corke. *Design of Aircraft*. Prentice Hall, Upper Saddle River, NJ, USA, 2003. ISBN 0-13-089234-3.
- [56] Reptile harrier s1100 black. URL <https://tinyurl.com/y53elr19>. Acedido em: 13/12/2020.
- [57] Sonicmodell ar wing pro, . URL <https://tinyurl.com/y234foxk>. Acedido em: 13/12/2020.
- [58] C1 chaser. URL <https://tinyurl.com/yx9excje>. Acedido em: 13/12/2020.
- [59] Sonicmodell hd wing epo fpv, . URL <https://tinyurl.com/yy6ap7b8>. Acedido em: 13/12/2020.
- [60] A. Suleman. Projeto aeroespacial - aircraft design – formulae sheet part 1. Instituto Superior Técnico, 2020.
- [61] O. Tkachuk. Detailed design of a forest surveillance uav. Master's thesis, Instituto Superior Técnico, Novembro 2018.
- [62] L. F. F. Eusébio. Projeto e manufatura de uma aeronave elétrica e modular não tripulada. Master's thesis, Instituto Superior Técnico, Dezembro 2019.
- [63] A. J. Keane, A. Sóbester, and J. P. Scanlan. *Small Unmanned Fixed-wing Aircraft Design: A Practical Approach*. John Wiley & Sons, 2017.
- [64] E. Obert. *Aerodynamic design of transport aircraft*. IOS press, 2009.
- [65] Xflr5. URL <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>. Acedido em: 10/07/2020.
- [66] M. Drela. Xfoil: An analysis and design system for low reynolds number airfoils. In T. J. Mueller, editor, *Low Reynolds Number Aerodynamics*, pages 1–12, Berlin, Heidelberg, 1989. Springer Berlin Heidelberg. ISBN 978-3-642-84010-4.
- [67] P. Edi, N. Yusoff, and A. A. Yazid. Airfoil design for flying wing uav (unmanned aerial vehicle). In *Proceedings of the 4th WSEAS International Conference on Applied and theoretical mechanics (MECHANICS'08)*, 2008.
- [68] A. A. Alsahlan and T. Rahulan. Aerofoil design for unmanned high-altitude aft-swept flying wings. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 9:335–345, 2017. doi: 10.5028/jatm.v9i3.838.
- [69] Uiuc airfoil coordinates database. URL https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html#M. Acedido em: 08/07/2020.
- [70] M. H. Sadraey. *Aircraft design: A systems engineering approach*. John Wiley & Sons, 2012.
- [71] A. Lennon. *Basics of R/C model aircraft design: practical techniques for building better models*. Motorbooks International, 1996.

- [72] A. Suleman. Projeto aeroespacial - wing design. Instituto Superior Técnico, 2019.
- [73] J. Hall, K. Mohseni, D. Lawrence, and P. Geuzaine. Investigation of variable wing-sweep for applications in micro air vehicles. In *Infotech@ Aerospace*, page 7171. 2005.
- [74] P. Gamboa. Escoamento incompressível em asas finitas. Universidade da Beira Interior, 2016.
- [75] T. Chang and H. Yu. Improving electric powered uavs' endurance by incorporating battery dumping concept. *Procedia Engineering*, 99:168–179, 2015. doi: 10.1016/j.proeng.2014.12.522.
- [76] F. Gray and M. Smith. *Secondary Batteries - Lithium Rechargeable Systems — Lithium Polymer Batteries*, pages 169–176. 12 2009. ISBN 9780444527455. doi: 10.1016/B978-044452745-5.00040-X.
- [77] Tattu funfly. URL <https://tinyurl.com/y3k7ofn8>. Acedido em: 13/06/2020.
- [78] Infinity. URL <https://tinyurl.com/yxaqedhk>. Acedido em: 13/06/2020.
- [79] Zippy 4s. URL <https://tinyurl.com/yy3nt91e>. Acedido em: 13/06/2020.
- [80] Uruav 2.2, . URL <https://tinyurl.com/yxbnvyt5>. Acedido em: 13/06/2020.
- [81] Omphobby. URL <https://tinyurl.com/y5uactkq>. Acedido em: 13/06/2020.
- [82] Hubsan. URL <https://tinyurl.com/y4zpspze>. Acedido em: 13/06/2020.
- [83] Uruav 3.0, . URL <https://tinyurl.com/y2hgf2tj>. Acedido em: 13/06/2020.
- [84] Uruav 3.0.1, . URL <https://tinyurl.com/y6r2gz8n>. Acedido em: 13/06/2020.
- [85] Ace rfly. URL <https://tinyurl.com/yyu8xcrm>. Acedido em: 13/06/2020.
- [86] Racerstar br2830, . URL <https://tinyurl.com/y4d2ahf7>. Acedido em: 14/06/2020.
- [87] T-motor. URL <https://tinyurl.com/yy5x3z54>. Acedido em: 14/06/2020.
- [88] Racerstar br2205, . URL <https://tinyurl.com/y34m88ad>. Acedido em: 14/06/2020.
- [89] Folding propeller clip, . URL <https://tinyurl.com/yyrsahhw>. Acedido em: 20/11/2020.
- [90] Folding propeller, . URL <https://tinyurl.com/y4ko12gd>. Acedido em: 20/11/2020.
- [91] Hobbyking 40a. URL <https://tinyurl.com/y48ungzy>. Acedido em: 15/06/2020.
- [92] Predimrc. URL http://jivaro-models.org/predim_rc/page_predim_rc_en.htm. Acedido em: 26/11/2020.
- [93] J. Boyce, R. Carr, D. Chipman, D. Hunsaker, G. Larson, N. Hopkins, and J. Bowman. Design of "iris", a small autonomous surveillance uav. In *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, page 824, 2006.
- [94] Corona 939mg. URL <https://tinyurl.com/y4cmgen9>. Acedido em: 15/06/2020.

- [95] Quanam gyro. URL <https://tinyurl.com/y29zaekr>. Acedido em: 15/06/2020.
- [96] Pixhawk, . URL <https://tinyurl.com/y3zyy8do>. Acedido em: 19/06/2020.
- [97] Qgroundcontrol. URL <http://qgroundcontrol.com/>. Acedido em: 19/11/2020.
- [98] Nuttx. URL <http://nuttx.org/>. Acedido em: 19/11/2020.
- [99] Dronecode, pixhawk 1 flight controller, . URL https://docs.px4.io/v1.9.0/en/flight_controller/pixhawk.html. Acedido em: 19/11/2020.
- [100] Turnigy. URL <https://tinyurl.com/y664gqph>. Acedido em: 15/06/2020.
- [101] Caddx orca. URL <https://tinyurl.com/yy4jd9h5>. Acedido em: 19/06/2020.
- [102] Runcam split 3 nano. URL <https://tinyurl.com/y4dqkulz>. Acedido em: 19/06/2020.
- [103] B. Cunha. Development of control strategies for the joined-wing aircraft. Master's thesis, Instituto Superior Técnico, 06 2011.
- [104] Noções de aerodinâmica e teoria do voo. URL <http://asasdeferro-suplementos.blogspot.com/2015/09/nocoos-de-aerodinamica-de-voo.html>. Acedido em: 05/12/2020.
- [105] C. Zhenli, M. Zhang, C. Yingchun, S. Weimin, T. Zhaoguang, L. Dong, and B. Zhang. Assessment on critical technologies for conceptual design of blended-wing-body civil aircraft. *Chinese Journal of Aeronautics*, 32(8):1797–1827, 2019. doi: 10.1016/j.cja.2019.06.006.
- [106] A. Suleman. Projeto aeroespacial - aircraft design – formulae sheet part 2. Instituto Superior Técnico, 2020.
- [107] F. Perini. Structural design, manufacturing and testing of a new wing for the csir's modular uas in composite materials. Master's thesis, Universidade de Bolonha, 2011.
- [108] *NATO STANDARD, AEP-83, Light Unmanned Aircraft Systems Airworthiness Requirements*. NATO STANDARDIZATION AGENCY (NSA), 09 2014.
- [109] Dassault systemes, solidworks. URL <https://www.solidworks.com/>. Acedido em: 17/05/2021.
- [110] Simcenter star-ccm+. URL <https://www.plm.automation.siemens.com/global/pt/products/simcenter/STAR-CCM.html>. Acedido em: 11/04/2021.
- [111] C. L. Ladson, A. S. Hill, and W. G. Johnson. Pressure distributions from high reynolds number transonic tests of an naca 0012 airfoil in the langley 0.3-meter transonic cryogenic tunnel. Technical Report 100526, NASA, December 1987.
- [112] C. Ladson and E. Ray. Evolution, calibration, and operational characteristics of the two-dimensional test section of the langley 0.3 meter transonic cryogenic tunnel. Technical Report NASA TP-2749, NASA, 1987.

- [113] J. Tu, G.-H. Yeoh, and C. Liu. Chapter 6 - practical guidelines for cfd simulation and analysis. In J. Tu, G.-H. Yeoh, and C. Liu, editors, *Computational Fluid Dynamics (Second Edition)*, pages 219–273. Butterworth-Heinemann, second edition edition, 2013. ISBN 978-0-08-098243-4. doi: 10.1016/B978-0-08-098243-4.00006-8.
- [114] H. K. Versteeg and W. Malalasekera. *An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method*. Pearson education, 2007.
- [115] W. L. Oberkampf and C. J. Roy. *Verification and validation in scientific computing*. Cambridge University Press, 2010.
- [116] T. Rocha. Numerical and experimental study of wing tip endplates of a formula student car. Master's thesis, Instituto Superior Técnico, 10 2020.
- [117] J. H. Ferziger, M. Perić, and R. L. Street. *Computational methods for fluid dynamics*, volume 3. Springer, 2002.
- [118] G. H. Yoon. Topology optimization method with finite elements based on the $k-\varepsilon$ turbulence model. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 361:112784, 2020. doi: 10.1016/j.cma.2019.112784.
- [119] A. Tomboulides, S. Aithal, P. Fischer, E. Merzari, A. Obabko, and D. Shaver. A novel numerical treatment of the near-wall regions in the $k-\omega$ class of rans models. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 72:186–199, 2018. doi: 10.1016/j.ijheatfluidflow.2018.05.017.
- [120] M. M. Amiri, M. Shadman, and S. F. Estefen. Urans simulations of a horizontal axis wind turbine under stall condition using reynolds stress turbulence models. *Energy*, 213:118766, 2020. doi: 10.1016/j.energy.2020.118766.
- [121] L. F. Sa, P. V. Yamabe, B. C. Souza, and E. C. Silva. Topology optimization of turbulent rotating flows using spalart–allmaras model. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 373:113551, 2021. doi: 10.1016/j.cma.2020.113551.
- [122] Y. You, F. Seibold, S. Wang, B. Weigand, and U. Gross. Urans of turbulent flow and heat transfer in divergent swirl tubes using the $k-\omega$ sst turbulence model with curvature correction. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 159:120088, 2020. doi: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2020.120088.
- [123] F. R. Menter, R. B. Langtry, S. Likki, Y. Suzen, P. Huang, and S. Völker. A correlation-based transition model using local variables—part i: model formulation. 2006.
- [124] M. Ariff, S. M. Salim, and S. C. Cheah. Wall $y+$ approach for dealing with turbulent flow over a surface mounted cube: Part 1-low reynolds number. In *Seventh international conference on CFD in the minerals and process industries*, pages 1–6. CSIRO Australia, 2009.

- [125] F. Goetten, D. Finger, M. Marino, C. Bil, M. Havermann, C. Braun, et al. A review of guidelines and best practices for subsonic aerodynamic simulations using rans cfd. In *APISAT 2019: Asia Pacific International Symposium on Aerospace Technology*, page 227. Engineers Australia, 2019.
- [126] B. GOSSANT. Solid propellant combustion and internal ballistics of motors. In *Solid Rocket Propulsion Technology*, pages 111–191. Elsevier, 1993.
- [127] O. Sigmund and K. Maute. Topology optimization approaches. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 48(6):1031–1055, 2013. doi: 10.1007/s00158-013-0978-6.
- [128] Altair hyperworks™. URL <https://www.altair.com/hyperworks/>. Acedido em: 02/07/2021.
- [129] Imperialum. ifoam descrição do produto - ficha técnica. URL <https://www.imperialum.com/cms/wp-content/uploads/2014/08/FTpt-IF0AM.pdf>. Acedido em: 09/07/2020.
- [130] Simplify3d. filament properties table. URL <https://www.simplify3d.com/support/materials-guide/properties-table/>. Acedido em: 09/07/2020.

Apêndice A

Análises Aerodinâmicas

A.1 Gráficos da análise ao UAV no XFLR5

Gráficos resultantes do estudo aerodinâmico feito ao UAV, com recurso ao software XFLR5.

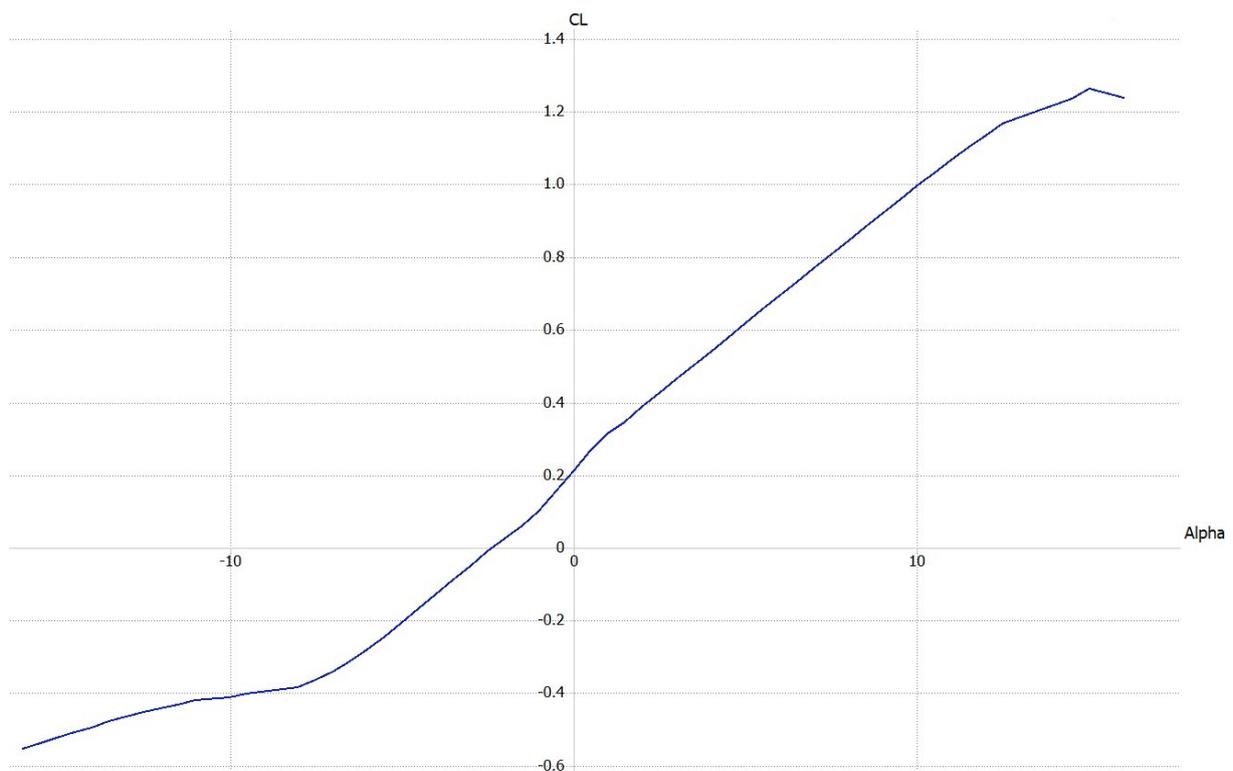


Figura A.1: C_L em função de α [graus]

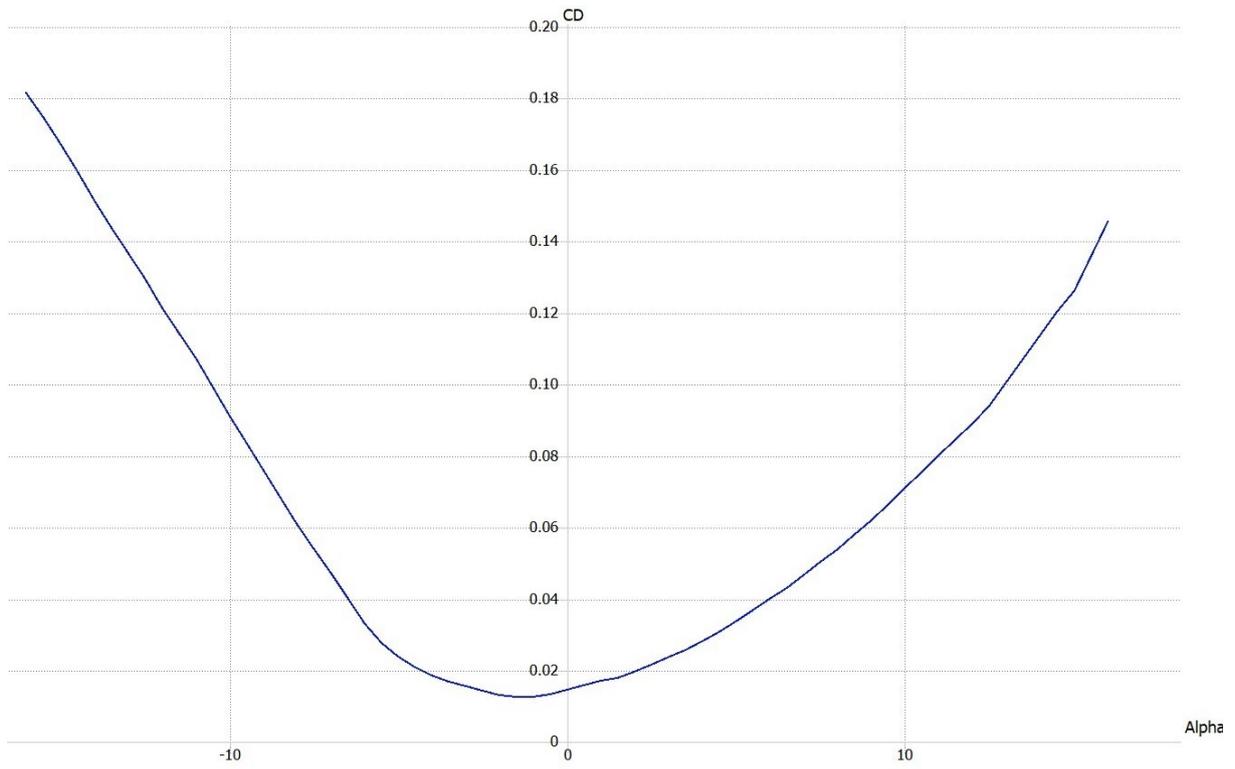


Figura A.2: C_D em função de α [graus]

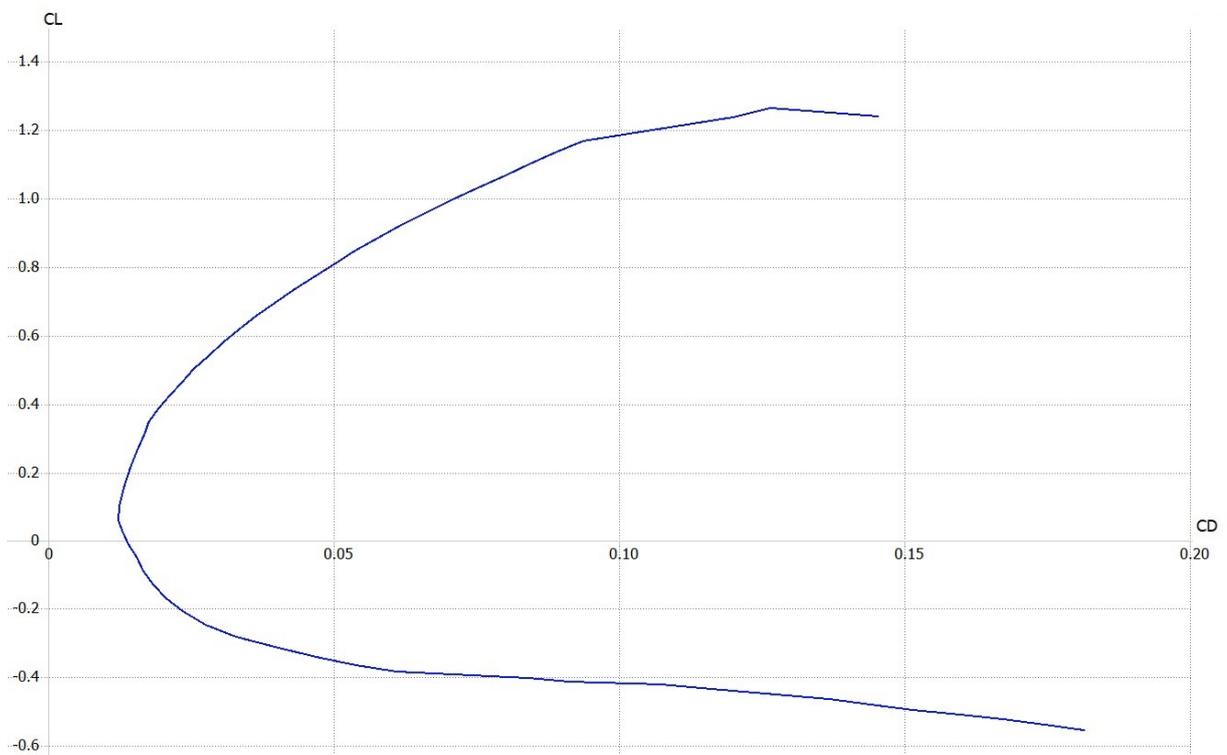


Figura A.3: C_L em função de C_D

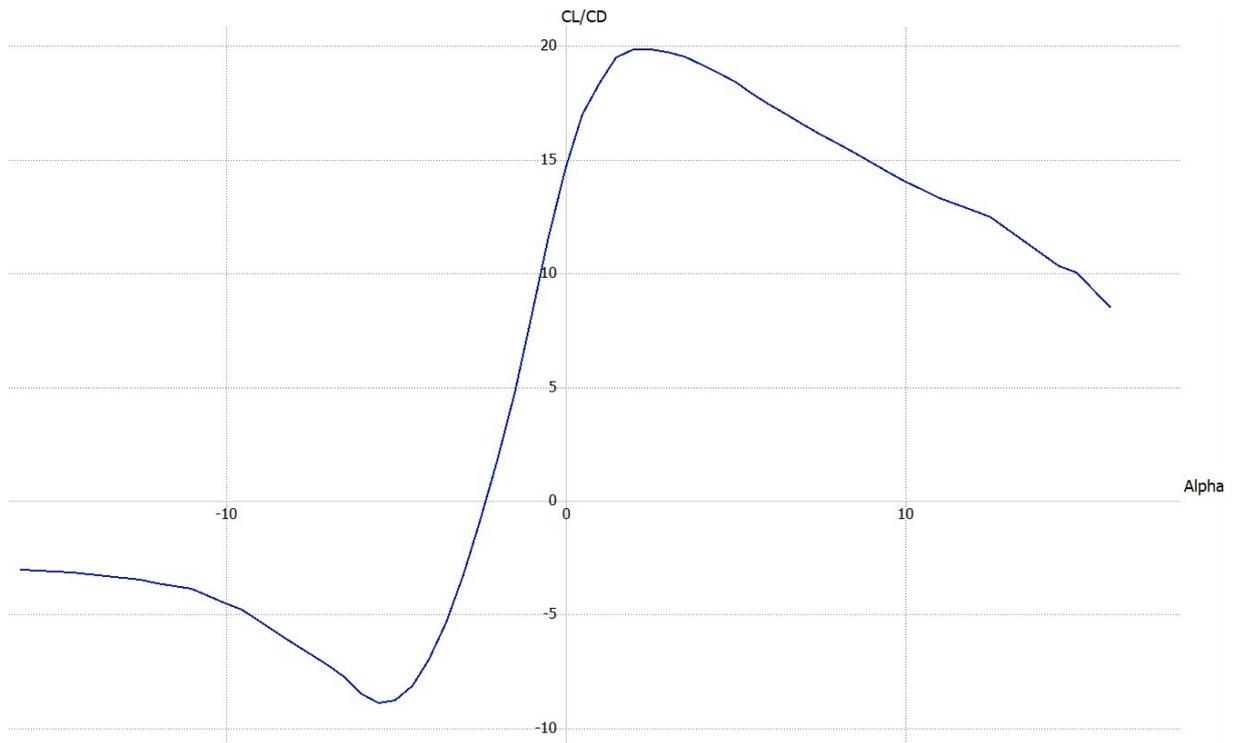


Figura A.4: C_L/C_D em função de α [graus]

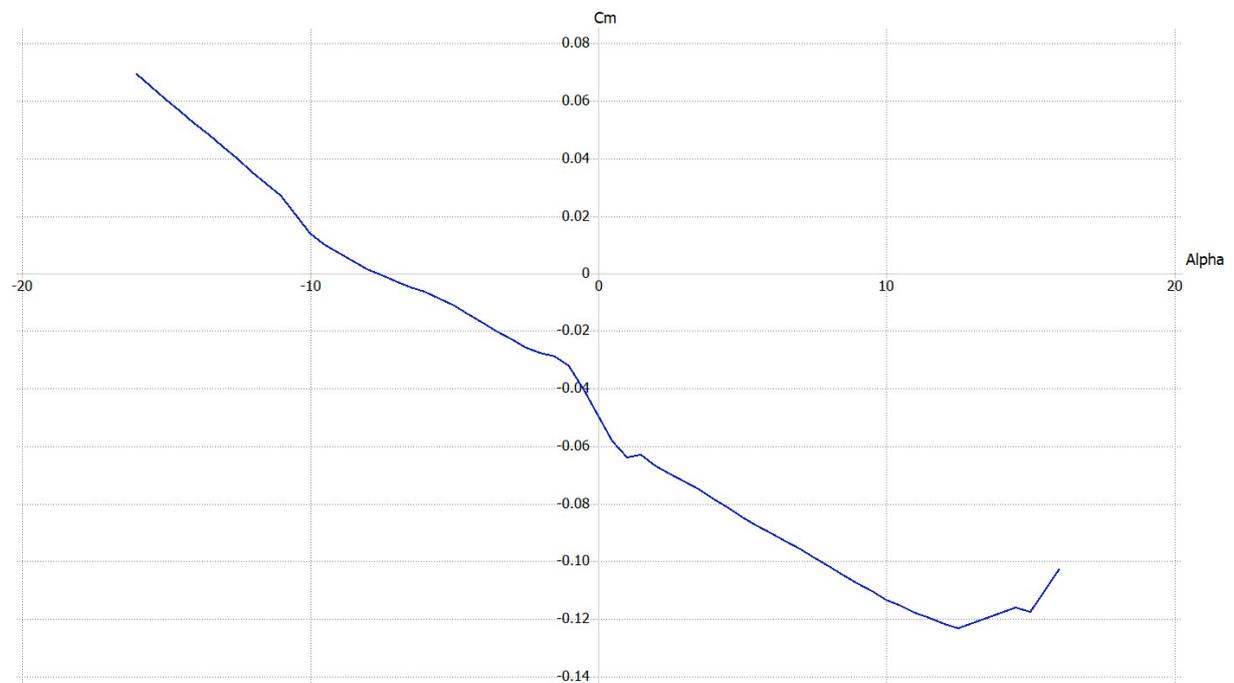


Figura A.5: C_M em função de α [graus]

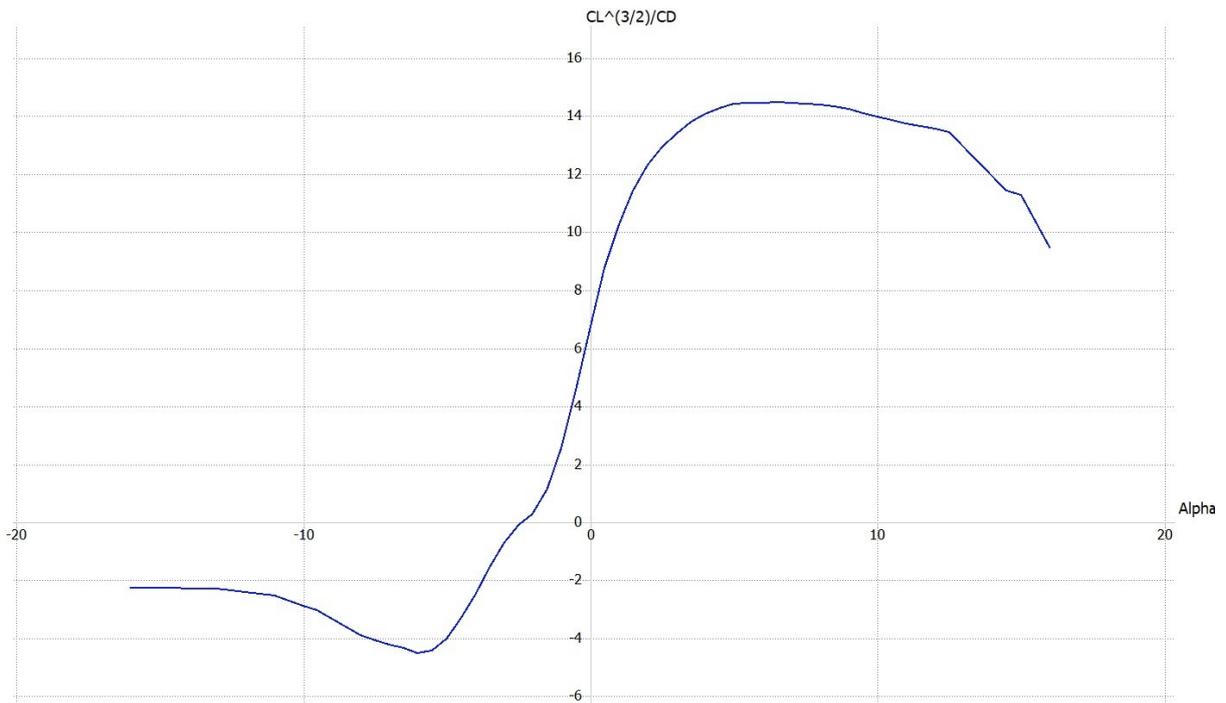


Figura A.6: $C_L^{3/2}/C_D$ em função de α [graus]

A.2 Componentes Elétricos

Imagens ilustrativas dos componentes elétricos escolhidos para a aeronave.



Figura A.7: URUAV 14.8 V 3000 mAh 75C 4S [83]



(a) Motor elétrico [88]



(b) Adaptador da hélice [89]



(c) Hélice 6x4 [90]

Figura A.8: Sistema de propulsão



Figura A.9: HobbyKing ESC 40A [91]



Figura A.10: Corona 939MG [94]



Figura A.11: Pixhawk 2.4.8 [96]



Figura A.12: Caddx Orca 4K HD [101]

A.3 Convergência de C_L e C_D nas análises CFD finais

Gráficos do coeficiente de sustentação em função do tempo físico de simulação e do coeficiente de resistência aerodinâmica em função do número de iterações para as análises finais de CFD, para os três ângulos de ataque em estudo.

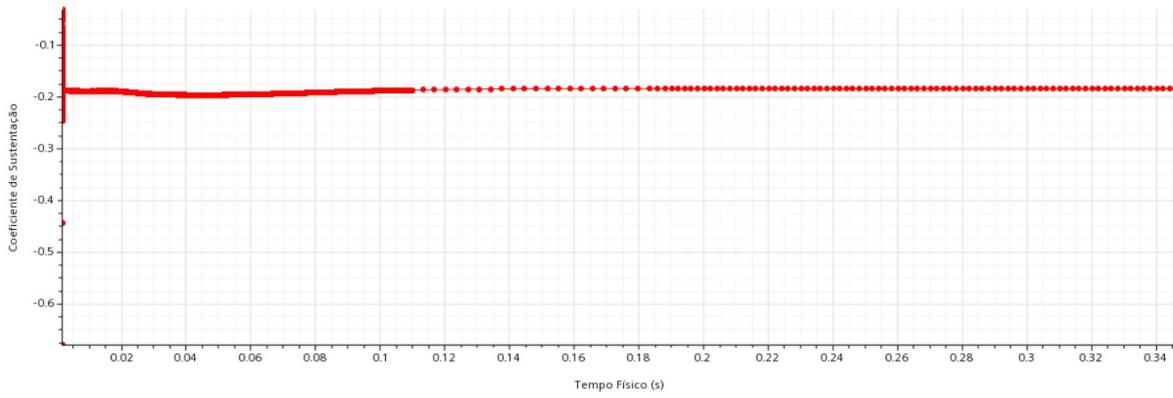


Figura A.13: C_L vs tempo físico de simulação ($\alpha = -6.893^\circ$)

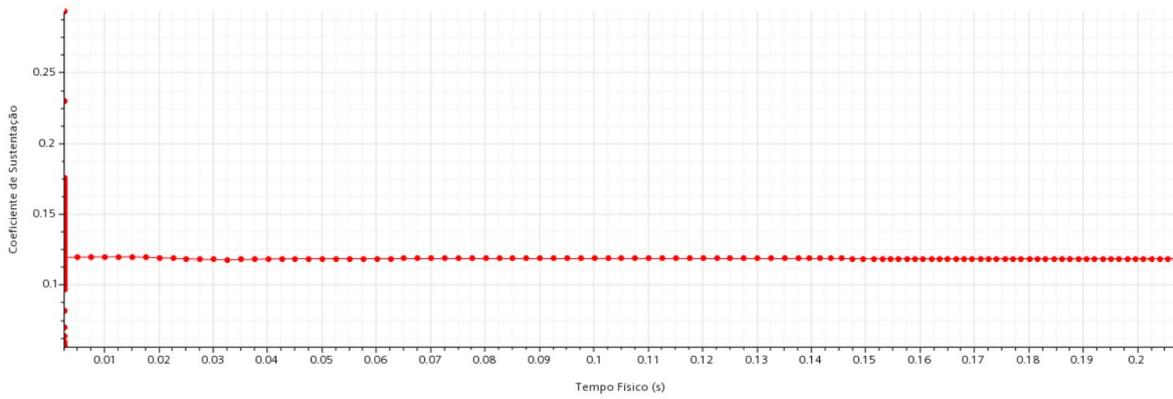


Figura A.14: C_L vs tempo físico de simulação ($\alpha = 1.078^\circ$)

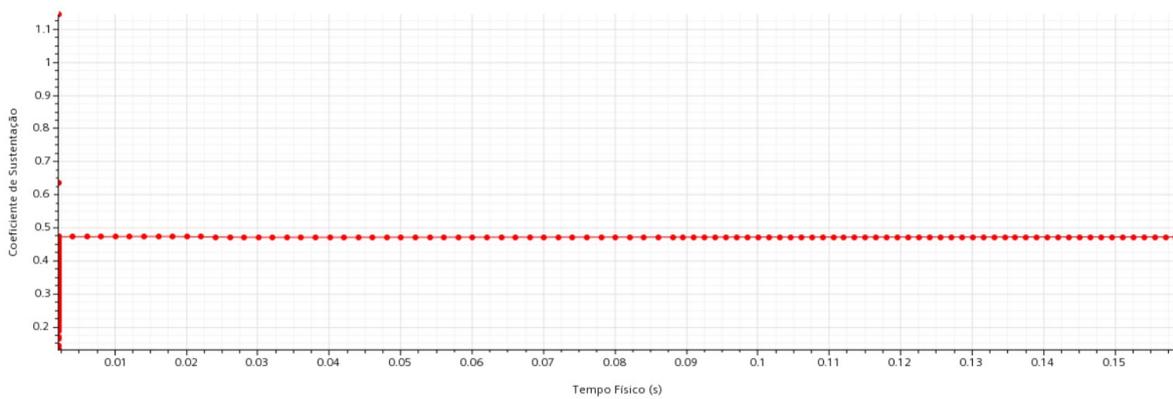


Figura A.15: C_L vs tempo físico de simulação ($\alpha = 9.548^\circ$)

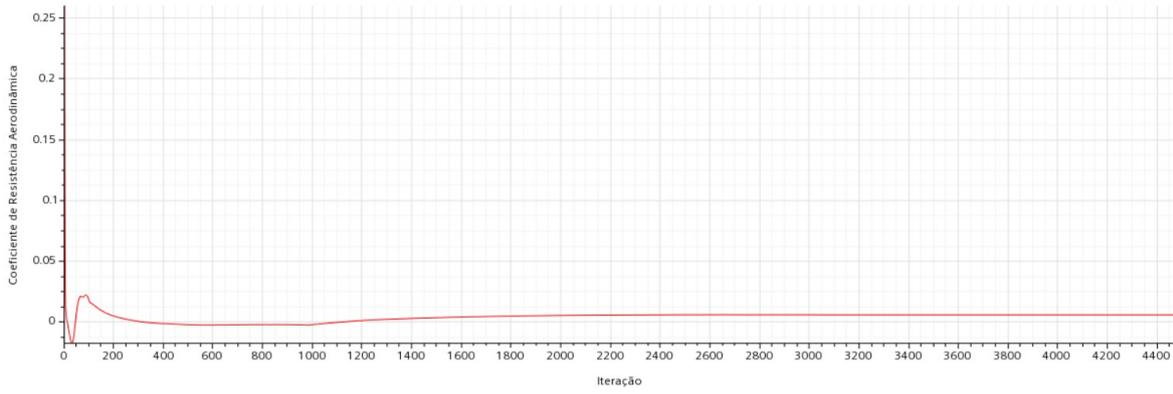


Figura A.16: C_D vs iteração ($\alpha = -6.893^\circ$)

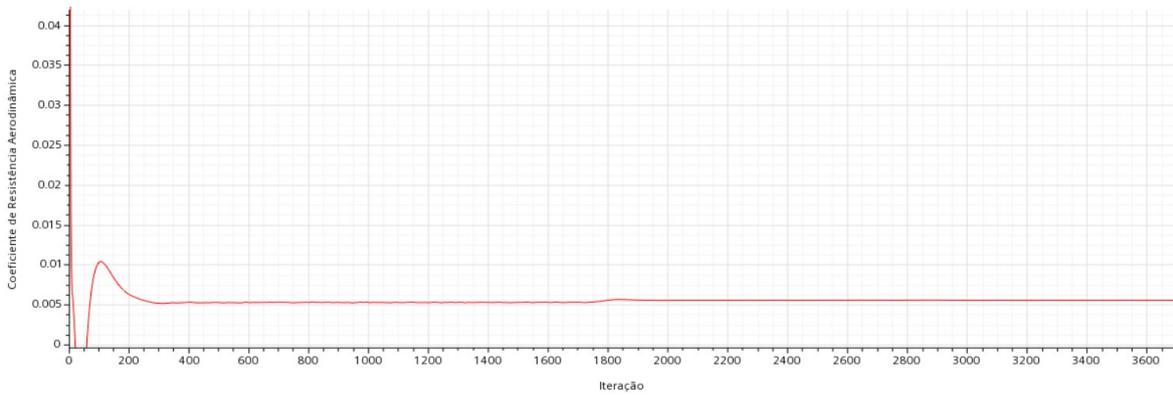


Figura A.17: C_D vs iteração ($\alpha = 1.078^\circ$)

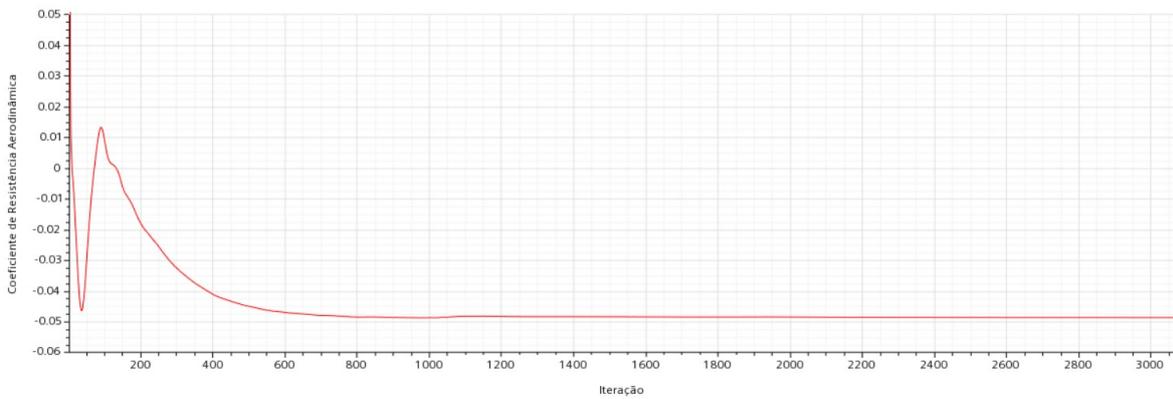
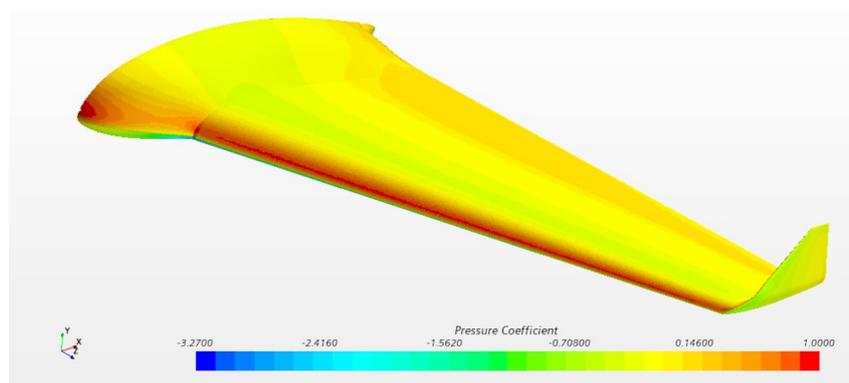


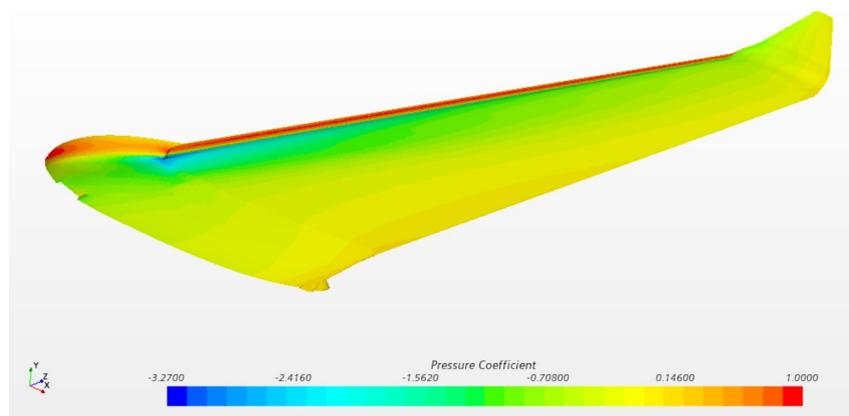
Figura A.18: C_D vs iteração ($\alpha = 9.548^\circ$)

A.4 Distribuição do Coeficiente de Pressão pela Superfície do UAV

Nas figuras seguintes pode-se ver a distribuição do coeficiente de pressão pela superfície da aeronave, para as três condições em estudo.

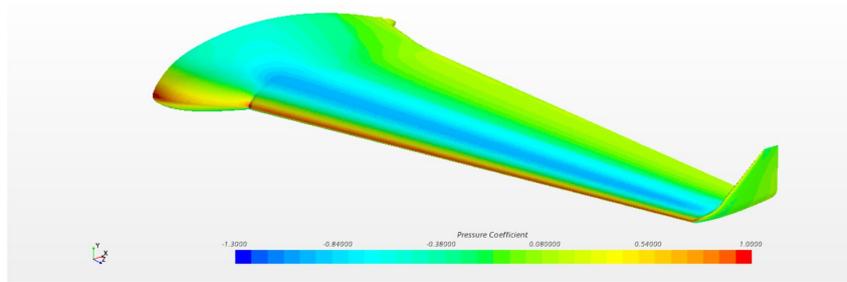


(a) Extradorso ($\alpha = -6.893^\circ$)

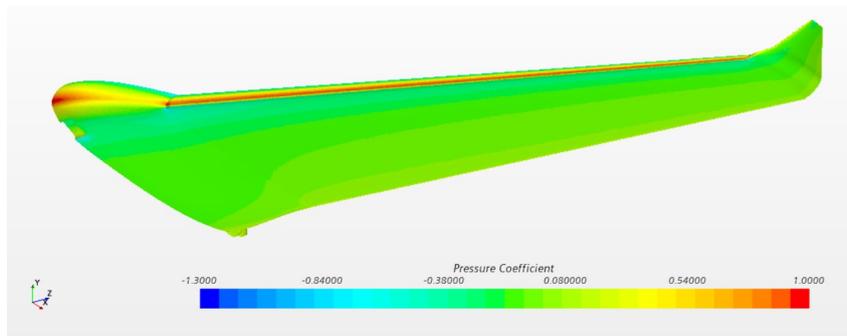


(b) Intradorso ($\alpha = -6.893^\circ$)

Figura A.19: Distribuição do coeficiente de pressão na superfície da aeronave em condição de voo com fator de carga de -1.5

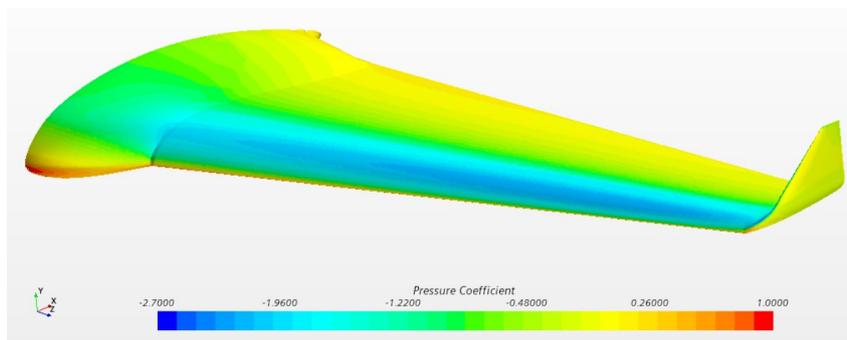


(a) Extradorso ($\alpha = 1.078^\circ$)

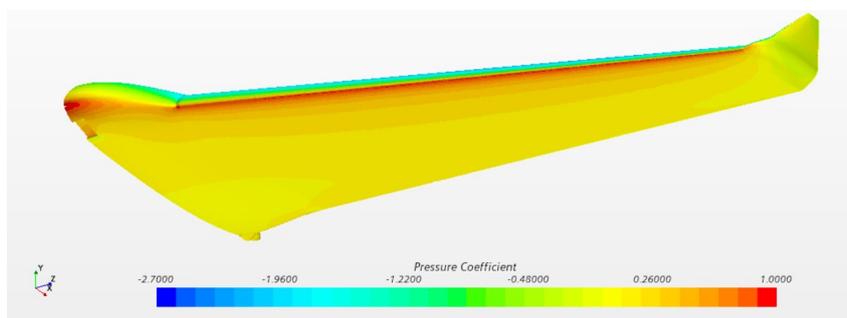


(b) Intradorso ($\alpha = 1.078^\circ$)

Figura A.20: Distribuição do coeficiente de pressão na superfície da aeronave em condição de voo de cruzeiro



(a) Extradorso ($\alpha = 9.548^\circ$)



(b) Intradorso ($\alpha = 9.548^\circ$)

Figura A.21: Distribuição do coeficiente de pressão na superfície da aeronave em condição de voo com fator de carga de +3.8