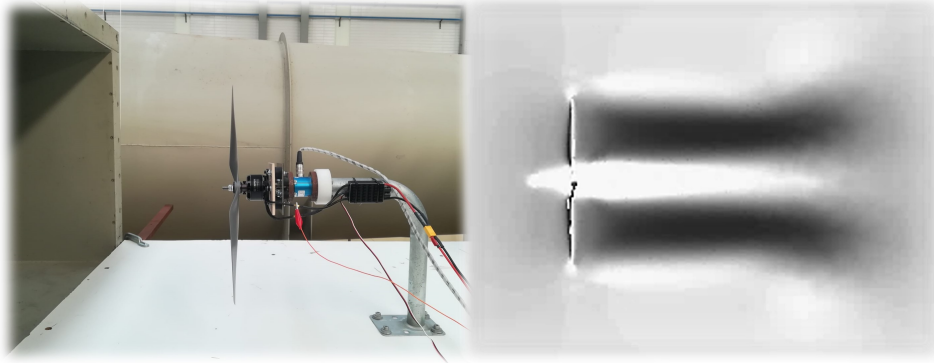




ACADEMIA DA FORÇA AÉREA



Projeto Detalhado do Sistema Propulsivo para um Veículo Aéreo Não Tripulado com Capacidade de Voo Vertical e uma Célula de Combustível de Hidrogénio

Pedro Afonso Aires Penso Machado e Silva

ALF/ENGAER 139426-G

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

Ciências Militares Aeronáuticas na especialidade de Engenharia Aeronáutica

Júri

Presidente: BGEN/EngEI 119923-E Rui Fernando da Costa Ferreira
Orientador: MAJ/EngAer 131603-G João Vítor Aguiar Vieira Caetano
Dr. Frederico José Prata Rente Reis Afonso
Vogal: Prof. Dr. Afzal Suleman

Sintra, novembro 2021

*"Legends aren't defined by their successes, they are defined
by how they bounce back from their failures."*

Chris Bosh para Kobe Bryant

Agradecimentos

Primeiramente gostaria de expressar o meu especial agradecimento aos meus orientadores. Ao Doutor Frederico Afonso por ter aceite este projeto e por todo o acompanhamento, disponibilidade e partilha de conhecimento ao longo da Dissertação, que foi determinante para a sua realização. Ao Major João Caetano pelos ensinamentos, pragmatismo e espírito crítico demonstrado ao longo do desenvolvimento deste projeto.

Gostaria igualmente de agradecer aos demais coordenadores do projeto, Doutor André Marta e Major Luís Félix, pelos contributos e reparos expressos no decorrer da fase inicial do projeto, preponderantes para a sua realização.

Nesta área, quero deixar um agradecimento especial ao Alferes Pedro Mendes e ao Sargento Ajudante Paulo Mendes pelo auxílio e disponibilidade demonstrada na execução dos ensaios experimentais.

À família Distintos, quero agradecer por me terem acompanhado em todos os bons e maus momentos vividos ao longo dos últimos 6 anos. A eles, pelos desvios no percurso, mas também por me terem ajudado a encontrar o meu caminho.

Aos meus amigos pelo espírito de entreajuda e momentos de descontração.

Por último gostaria de expressar o meu profundo agradecimento à família. Aos meus pais e irmãos pela motivação e apoio incondicional demonstrado ao longo de meu percurso académico e desenvolvimento pessoal. À Maria, pela paciência incondicional, pelo amor e carinho que me permitiram encarar esta etapa de uma forma mais serena.

Resumo

A presente dissertação decorre de um projeto de desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado (VANT), com capacidade de descolagem e aterragem vertical e com célula de combustível de hidrogénio como fonte principal de energia. O projeto abrange diversas áreas de estudo sendo esta dissertação centrada no estudo do sistema propulsivo. Como ponto de partida são abordados conceitos relativos ao sistema propulsivo assim como fundamentos da metodologia computacional adotada. Posteriormente são definidos e justificados os parâmetros iniciais inerentes à fase conceptual, seguido da análise e seleção dos componentes do sistema propulsivo.

Na fase detalhada é efetuada a análise teórica *Blade Element Theory* referente às hélices de voo horizontal. A metodologia é validada, apresentando resultados de *thrust* consistentes com os resultados experimentais, representando um bom método de comparação de hélices. A análise da dinâmica de fluidos computacional é efetuada com recurso ao software *Ansys CFX* utilizando o modelo de turbulência $k - \epsilon$ adequado para escoamentos rotacionais e números de Reynolds analisados. Os ensaios em túnel de vento realizados apresentam um desvio padrão inferior a 1 N , pelo que se concluiu ser uma boa amostra recolhida.

Perante a comparação dos resultados práticos e experimentais, referentes às hélices de voo horizontal e ao rotor vertical, obteve-se um erro inferior a 10 %, o que valida a modelação e a metodologia computacional adotadas. Por último, é demonstrado que o desempenho da hélice de voo horizontal e rotor vertical selecionados cumpre com os requisitos do projeto.

Palavras-chave: Célula de Combustível, Dinâmica de Fluidos Computacional, Hélice, Hidrogénio, Sistema Propulsivo, VANT.

Abstract

This dissertation stems from a project to develop an unmanned aerial vehicle (UAV), with vertical take-off and landing capability and with a hydrogen fuel cell as the main source of energy. The project covers several areas of study with this dissertation's main focus being the study of the propulsive system. As a starting point, basic concepts related to the propulsive system are discussed, together with the fundamentals of the computational methodology adopted. Subsequently, initial parameters, inherent to the conceptual phase, are defined and justified, followed by the analysis and selection of the components for the propulsive system.

In the detailed phase, the Blade Element Theory theoretical analysis regarding the horizontal flight propellers is carried out. The methodology is validated, showing thrust values consistent with the experimental data, representing a good method for comparing propellers. The computational fluid dynamics analysis (CFD) is performed using the Ansys CFX software with the $k - \epsilon$ turbulence model, suitable for rotational flows and the Reynolds number analyzed. The wind tunnel tests presented acceptable results, since the standard deviation was smaller than 1 N .

When comparing the computational and experimental results, referring to the horizontal flight propellers and the vertical rotor, an error of less than 10 % was obtained, validating the adopted modelling and computational methodology. Finally, it is demonstrated that the performance of the selected horizontal flight propeller and vertical rotor meets the design requirements.

Keywords: CFD, Fuel Cell, Hydrogen, Propeller, Propulsive System, UAV.

Conteúdo

Agradecimentos	v
Resumo	vii
Abstract	ix
Lista de Tabelas	xv
Lista de Figuras	xvii
Abreviaturas	xix
Lista de Símbolos	xxi
1 Introdução	1
1.1 Enquadramento	1
1.2 Motivação	3
1.3 Objetivos	4
1.4 Estrutura do Projeto	4
1.5 Estrutura da Dissertação	5
2 Contexto Teórico e Estado de Arte	7
2.1 Características do Design	7
2.1.1 Estudo de Mercado	7
2.1.2 Integração da Hélice na Fuselagem	9
2.2 Sistema Propulsivo	10
2.2.1 Hélice	10
2.2.2 Motor Elétrico	13
2.2.3 Controlador Eletrónico de Velocidade	14
2.2.4 Fontes de Energia	14
2.2.5 Sistemas de Armazenamento de Hidrogénio	17
2.3 Dinâmica de Fluidos Computacional	18
2.3.1 Equações predominantes	19
2.3.2 Modelos de turbulência	21
2.3.3 Modelação junto da parede	23
2.3.4 <i>Multiple Reference Frame</i>	24
2.3.5 Discretização do Domínio	25

2.3.6	Modelos de Discretização	26
2.3.7	Seleccção do Software	28
2.4	Considerações Sobre os Softwares Aplicados	28
2.4.1	XFLR5	28
2.4.2	SolidWorks	29
3	Design Conceptual	31
3.1	Estimativas Iniciais	31
3.1.1	Sistema Propulsivo	32
3.2	Seleção da <i>Fuel Cell</i>	37
4	Design Preliminar	39
4.1	Sistema propulsivo para modo VTOL	39
4.1.1	Seleção do motor elétrico e ESC	39
4.1.2	Seleção da hélice	40
4.2	Sistema propulsivo para voo horizontal	41
4.2.1	Seleção do motor elétrico	41
4.2.2	Seleção da hélice	42
4.3	Seleção do tanque de combustível	43
4.4	Seleção das baterias	44
5	Design Detalhado – Análise Teórico-Prática	47
5.1	Análise do modelo teórico <i>Blade Element Theory</i>	47
5.1.1	Definição dos parâmetros iniciais	47
5.1.2	Metodologia BET	49
5.2	Análise Dinâmica de Fluídos Computacional	52
5.2.1	Modelação CAD	52
5.2.2	<i>Meshing</i>	55
5.2.3	<i>Setup</i> numérico	59
5.2.4	Análise das Simulações <i>CFD</i>	60
6	Design Detalhado – Análise Experimental	63
6.1	Setup Experimental	63
6.2	Metodologia	64
6.3	Análise dos Resultados obtidos em Túnel de Vento	66
6.4	Comparação e Interpretação Global dos Resultados Obtidos	70
6.4.1	Hélices Voo Horizontal	70
6.4.2	Rotor VTOL	75

7	Considerações Finais	77
7.1	Síntese e Principais Conclusões	77
7.2	Recomendações e Desenvolvimentos Futuros	79
	Referências	81
A	Considerações CFD	87
A.1	Convergência e Parâmetros da Malha	87
A.2	Comportamento Residual	89
A.3	Simulação CFD	90

Lista de Tabelas

1.1	Requisitos do projeto propostos pelo CIAFA.	5
2.1	Resultados do estudo de mercado.	8
2.2	Propriedade dos diferentes tipos de bateria (adaptado de Gundlach (2012)).	15
2.3	Características dos diferentes tipos de FC (adaptado de O'Hayre, Cha, Colella, and Prinz (2016)).	16
3.1	Estimativas iniciais para as eficiências.	33
3.2	Análise do mercado de motores para voo vertical.	33
3.3	Análise do mercado de motores para voo horizontal.	34
3.4	Análise do mercado do componente ESC.	34
3.5	Valor dos parâmetros a aplicar na equação 3.4.	36
3.6	Estudo de mercado realizado para as células de combustível.	37
4.1	Valor de <i>thrust</i> produzido pelos motores de VTOL a 80 % com a hélice recomendada. . .	40
4.2	Características principais do motor V605 KV210.	40
4.3	Desempenho do motor V605 KV210V com a hélice V22x7.4 (adaptado de T-Motor (2021)).	41
4.4	Características principais da hélice V22x7.4.	41
4.5	Características principais do motor T-motor AT 5220-A 20-25CC.	42
4.6	Características principais da bateria Turnigy High Capacity.	44
4.7	Características principais da bateria Turnigy Nano-Tech Plus.	45
4.8	Massa dos componentes do sistema propulsivo da aeronave.	45
4.9	Massa dos componentes do sistema energético da aeronave.	45
5.1	Dados das cinco primeiras secções da hélice 20x10 fornecidos pela empresa APC. . . .	48
5.2	Dimensões do cubo das hélices analisadas.	49
5.3	Análise BET da hélice 20x10E.	51
5.4	Análise BET da hélice 20x8E.	51
5.5	Análise BET da hélice 21x13E.	52
5.6	Análise BET da hélice 22x12E.	52
5.7	Estudo de convergência de malha da hélice 20x10E.	58
5.8	Estudo de convergência de malha da hélice V22x7.4.	58

5.9	Tamanho dos parâmetros da malha - hélice 20x10E.	59
5.10	Resultados CFD da hélice 20x10E.	62
5.11	Resultados CFD da hélice 20x8E.	62
5.12	Resultados CFD da hélice 21x13E.	62
5.13	Resultados CFD da hélice 22x12E.	62
5.14	Resultados CFD do rotor V22x7.4.	62
6.1	Descrição da Figura 6.1 e respetiva numeração.	64
6.2	Condições no túnel de vento.	65
6.3	Resultados túnel de vento 20x10E.	66
6.4	Resultados Tunel de vento 20x08E.	68
6.5	Resultados túnel de vento V22x7.4.	68
6.6	Erro das análises CFD e BET perante a média dos resultados experimentais.	70
6.7	Erro das análises CFD e BET perante a média dos resultados experimentais - 20x8E.	72
6.8	Erro da análise BET perante os resultados CFD.	73
6.9	Erro da análise CFD perante o valor médio dos resultados experimentais - V22x7.4.	75
A.1	Estudo de convergência de malha da hélice 20x8E.	87
A.2	Tamanho dos parâmetros da malha - hélice 20x8E.	87
A.3	Estudo de convergência de malha da hélice 21x13E.	87
A.4	Tamanho dos parâmetros da malha - hélice 21x13E.	88
A.5	Estudo de convergência de malha da hélice 22x12E.	88
A.6	Tamanho dos parâmetros da malha - hélice 22x12E.	88

Lista de Figuras

2.1	(a) Alti Transition (International Armour, 2021) (b) Griffion M8 (Micromulticopter Aviation, 2021) (c) Falcon-5 UAV (TOP Engineering Group, 2021) (d) Eagle Plus VTOL (Sparkle Tech Limited, 2021).	8
2.2	(a) configuração <i>Tractor</i> (b) configuração <i>Pusher</i> (adaptado de Gudmundsson (2014)).	9
2.3	Geometria da hélice e perfil alar de diferentes secções (adaptado de Wall (2012)).	11
2.4	(a) Representação dos ângulos numa secção (adaptado de Leishman (2006)) (b) Representação do passo fixo de diferentes secções da pá (adaptado de Massachusetts Institute of Technology (2006)).	11
2.5	Estrutura e composição de uma FC (adaptado de Haile (2003)).	17
2.6	Perfil da velocidade na camada limite turbulenta (adaptado de Bengt et al. (2011)).	23
2.7	Sistema de Coordenadas para a Velocidade Relativa (adaptado de Ansys Inc. (2001)).	24
2.8	Diferentes tipos de malha: (a) Malha estruturada <i>Quadtree</i> , (b) Malha curvilínea estruturada do tipo-C, (c) Malha não estruturada triangular, (adaptado de Hirsch (2007)).	26
2.9	Volume finitos (adaptado de Acharya (2016))(a) Disposição centrada no vértice; (b) Disposição de célula centrada.	27
3.1	Perfil da missão (adaptado de Alves et al. (2021))	32
3.2	Valores tipo de <i>Disk Loading</i> para diversas configurações.	34
3.3	Massa de hidrogénio armazenado por massa de cilindro (adaptado de <i>Intelligent Energy</i> (2020))	36
4.1	Motor elétrico VTOL V605 KV210 (adaptado de <i>T-Motor</i> (2021)).	40
4.2	Rotor VTOL V22x7.4R (adaptado de <i>T-Motor</i> (2021)).	41
4.3	Motor elétrico AT 5220-A (adaptado de <i>T-Motor</i> (2021)).	42
5.1	Fluxograma do processo iterativo para obtenção dos parâmetros de escoamento induzido.	50
5.2	Hélice real de voo horizontal APC 20x10E.	53
5.3	Modelo CAD da hélice APC 20x10E.	53
5.4	(a) Estrutura do molde com a referência ortogonal usada para obter as coordenadas da hélice; (b) Foto de uma das secções.	54
5.5	Hélice real de voo vertical V22x7.4R (adaptado de <i>T-Motor</i> (2021)).	54
5.6	Modelo CAD da hélice V22x7.4R.	54

5.7	Domínio computacional. (a) Domínio estacionário e suas dimensões e domínio rotacional; (b) Domínio rotacional e suas dimensões.	55
5.8	(a) Malha do domínio estacionário (b) Malha do domínio rotacional (c) Malha estruturada da camada de inflação.	57
5.9	Convergência da Malha. (a) Hélice 20x10E; (b) Rotor V22x7.4.	59
5.10	Contorno do parâmetro y^+ ao longo da hélice. (a) Hélice 20x10E; (b) Rotor V22x7.4. . .	61
5.11	Contorno da pressão ao longo do rotor V22x7.4. (a) Extradorso; (b) Intradorso.	61
6.1	Montagem experimental.(a) <i>Setup</i> experimental com bancada de teste; (b) Bancada de teste.	64
6.2	Diagrama de caixa dos resultados de túnel de vento para a hélice 20x10E.	66
6.3	Resultados túnel de vento hélice 20x08E.	67
6.4	Diagrama de caixa dos resultados de túnel de vento para o rotor V22x7.4.	69
6.5	Representação do <i>thrust</i> a diferentes RPM para as análises efetuadas da hélice 20x10E.	70
6.6	Representação do <i>thrust</i> a diferentes RPM para as análises efetuadas da hélice 20x8E.	72
6.7	Representação do <i>thrust</i> a diferentes RPM das hélices 21x13E e 22x12E	73
6.8	Representação do <i>thrust</i> a diferentes RPM para as análises efetuadas da rotor V22x7.4.	75
A.1	Convergência residual RMS referente às equações de massa e do momento para a hélice 20x10E.	89
A.2	Convergência residual RMS referente às variáveis de transporte do modelo de turbulência para a hélice 20x10E.	89
A.3	Contorno da pressão ao longo da hélice 20x10E a 5000 RPM. (a) Extradorso; (b) Intradorso.	90
A.4	Contorno do parâmetro y^+ ao longo da hélice 20x10E a 4000 RPM.	90

Abreviaturas

AED Agência Europeia de Defesa.

AFA Academia da Força Aérea.

AFC *Alkaline Fuel Cell.*

BET *Blade Element Theory.*

CAD *Computer-Aided Design.*

CFD *Computational Fluid Dynamics.*

CIAFA Centro de Investigação da Academia da Força Aérea.

DNS *Direct Numerical Simulation.*

ESC *Electronic Speed Controller.*

FAP Força Aérea Portuguesa.

FC *Fuel Cell.*

FDM *Finite Difference Method.*

FEM *Finite Element Method.*

FEUP Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto

FVM *Finite Volume Method*

LES *Large Eddy Simulator.*

MCFC *Molten Carbonate Fuel Cell.*

MRF *Multiple Reference Frame.*

PAFC *Phosphoric Acid Fuel Cell.*

PEMFC *Polymer Electrolyte Membrane Fuel Cell.*

PITVANT Projeto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não-Tripulados.

PNEC Plano Nacional Energia e Clima.

RANS *Reynolds Average Navier-Stokes.*

RPM Rotações por Minuto

SANT Sistema Aéreo Não Tripulado.

SIMPLE *Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations.*

SOFC *Solid-Oxide Fuel Cell.*

SST *Shear-Stress Transport.*

UAS *Unmanned Aerial System.*

UAV *Unmanned Aerial Vehicle.*

US DoD Departamento de Defesa dos Estados Unidos da América.

VANT Veículo Aéreo Não Tripulado

VTOL *Vertical Take-Off and Landing.*

Lista de Símbolos

Simbolos gregos

α	Ângulo de ataque.
α_i	Ângulo de ataque induzido.
δ	Deformação.
δ_{BL}	Espessura máxima da camada limite.
ϵ	Taxa de dissipação turbulenta.
η	Eficiência.
γ	Coeficiente de expansão adiabática.
κ_t	Condutividade térmica.
μ	Viscosidade dinâmica.
μ_t	Viscosidade turbulenta.
ω	Velocidade angular.
ϕ	Ângulo de escoamento.
ρ	Densidade.
σ	Taxa de produção de massa.
τ	Tensão viscosa.
τ_w	Tensão de corte na parede.
Θ	Temperatura.
θ	Ângulo de pá.
ν	Viscosidade cinemática.
ξ	Variável de escoamento.

Simbolos romanos

\vec{n}	Vetor normal à superfície.
\vec{v}_r	Vetor de velocidade no referencial relativo.
\vec{v}_t	Vetor de velocidade de translação do referencial não inercial.
\vec{v}	Vetor de velocidade no referencial inercial absoluto.
A	Área do rotor.
a	Velocidade do som.
c	Corda.
$C_{\epsilon 1}, C_{\epsilon 2}, C_{\mu}, \sigma_k, \sigma_{\epsilon}$	Constantes referentes às equações do modelo de turbulência $k - \epsilon$.
D	Diâmetro da hélice.
D_g	Resistência aerodinâmica.
$Dist$	Distância Percorrida.
E	Energia.
e	Energia interna.
E^*	Energia específica.
End	Autonomia.
F_i	Forças de corpo.
F_P	Fator de correção comum do cubo e da ponta da pá.
F_{cubo}	Parâmetro final de correção do cubo.
F_{tip}	Parâmetro final de correção da ponta da pá.
g	Aceleração da gravidade.
H	Energia sob forma de calor.
J	Razão de avanço.
K	Fator de <i>drag</i> induzido
k	Energia cinética turbulenta.
k_i	Fator de potência induzida.
K_v	Constante de velocidade do motor elétrico.
L	Sustentação.
l	Comprimento característico.

M	Número de Mach.
n	Velocidade rotacional a rotações por segundo.
N_b	Número de pás.
P	Potência.
P_k	Constante de produção de turbulência devido às forças viscosas.
P_{eb}, P_{kb}	Forças de flutuabilidade.
P_{cubo}	Parâmetro de correção do cubo.
P_{tip}	Parâmetro de correção da ponta da pá.
Q	Torque.
R	Constante universal dos gases perfeitos para o ar.
R	Raio.
r	Raio de cada secção da pá.
R_i	Forças de superfície.
Re	Número de <i>Reynolds</i> .
S	Elemento de superfície.
S_μ	Constante de temperatura de <i>Sutherland</i> .
T	<i>Thrust</i> .
t/c	Espessura adimensionalizada pela corda.
T_{ij}	Tensor das tensões.
U	Velocidade.
u^*	Velocidade de referência.
U_R	Velocidade relativa.
V	Volume de controlo.
V_E	Velocidade efetiva.
V_o	Pitch speed.
W	Massa.
w	Velocidade induzida.
W_e	Energia sob forma de trabalho.

y^+	Distância adimensional normal à parede.
y_1	Espessura da primeira camada.
$y_{pretendido}^+$	Valor pretendido de y^+ .
C_D	Coeficiente de <i>drag</i> 3D.
C_d	Coeficiente de <i>drag</i> 2D.
C_L	Coeficiente de sustentação 3D.
C_l	Coeficiente de sustentação 2D.
C_P	Coeficiente de potência.
C_T	Coeficiente de <i>thrust</i> .
C_{D_0}	Componente do coeficiente de <i>drag</i> parasita.
C_{l_α}	Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque.
p	Pressão.
u, v, w	Componentes de velocidade cartesiana.
x, y, z	Componentes de posição cartesiana.

Subscritos

∞	Condições do escoamento não perturbado.
i, j, k	Computational indexes.
x, y, z	Cartesian components.
bat	Relativo às baterias.
cr	Condições cruzeiro.
FC	Relativo à célula de combustível.
H2	Relativo ao hidrogénio.
k	Relativo à iteração correspondente.
m	Relativo a cada secção da pá.
p	Direção axial.
ref	Condição de referência.
s	Relativo ao sistema propulsivo.
T	Direção de rotação.

tot Relativo à aeronave.

Sobrescritos

' Relativo a flutuações.

+ Unidade adimensional.

Capítulo 1

Introdução

1.1 Enquadramento

Ao longo dos últimos anos o interesse pelo controlo e exploração do espaço aéreo fez surgir um crescente desenvolvimento de aeronaves não tripuladas. Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT), em inglês *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV), é referido como um veículo voador capaz de operar sem a presença humana a bordo, podendo ser controlado remotamente ou de forma autónoma, com possibilidade de ainda incorporar carga letal ou não letal (Gupta, Ghonge, Jawandhiya, et al., 2013). Esta atribuição de UAV, tem sido alterada nos últimos anos, pelo que outras siglas são mencionadas. O Departamento de Defesa dos Estado Unidos da América (US DoD no acrónimo inglês) refere o termo inglês *Unmanned Aircraft*, descrevendo-a de forma semelhante à definição anterior (Office of the Chairman of the Joint Chiefs of Staff, 2021). Referido igualmente pelo US DoD, a abreviatura UAS (do inglês *Unmanned Aerial System*), em português Sistema Aéreo Não Tripulado (SANT) é a designação do sistema completo que abrange todo o equipamento e plataformas necessárias para controlar e operar o sistema global. Desta forma, verifica-se que o SANT é composto pelo VANT, pelo sistema de controlo, sistema de comunicação e todo o equipamento extra e necessário para a sua manutenção (Jurovich Surveying, 2021).

Referido na bibliografia, a história dos VANT remete para o século III. Desde os primeiros voos de balões de ar quente não tripulados, na era dos Três Reinos da China (220-280 dC) (Temecula Balloon Rides, 2017; Valley, 2021), e dos desenhos projetados no século XV pelo polímata Leonardo Da Vinci (1488) (Barnhart, Marshall, & Shappee, 2021) é possível verificar a falta de evolução tecnológica dos VANT, que então tinham a particularidade de não possuírem qualquer controlo. O primeiro registo de um VANT controlado ocorreu no século XVIII, quando os irmãos Montgolfier demonstraram em público o voo de um balão de ar quente durante 10 minutos (Temecula Balloon Rides, 2017; Valley, 2021).

Com o decorrer dos anos, diversas foram as aplicações por parte dos VANT ainda sem um avanço tecnológico significativo, onde o homem operava para seu benefício. Em 1849, as Forças Armadas Austríacas atacaram a cidade italiana de Veneza através de balões de ar quente contendo no seu interior bombas (Engineering, 2021). No ano de 1887, o homem inglês Douglas Archibald acoplou a um

papagaio uma câmara fotográfica contribuindo desta forma para um dos primeiros VANT de reconhecimento (Fahlstrom & Gleason, 2012).

A revolução dos VANT ocorreu no decorrer do século XX, onde em 1916, em plena 1ª Guerra Mundial, os Americanos Lawrence e Sperry, em conjunto com a Marinha Norte Americana, desenvolveram o VANT intitulado de *Curtiss-Sperry N-9 Aerial Torpedo*. Considerado o primeiro veículo aéreo não tripulado moderno, no decorrer do seu desenvolvimento, foi utilizado um giroscópio de forma a estabilizar o veículo trabalhando como um piloto automático. Para além desta evolução, foram ainda incorporados no veículo carga explosiva, um rádio com baterias e atuadores elétricos, tornando-se desta forma no primeiro SANT controlado. O primeiro voo bem sucedido ocorreu em março de 1918. O SANT, também conhecido por *Flying Bomb*, percorreu 900m, no entanto acabou por não ser utilizado durante a guerra (Barnhart et al., 2021).

Desde o início do século XXI, tem-se verificado uma evolução crescentes dos VANT e uma larga aplicabilidade de operação tanto no âmbito militar como civil. Portugal, e mais concretamente a Força Aérea Portuguesa (FAP), nesta perspetiva, e face ao Espaço Estratégico de Interesse Nacional, tem vindo a desenvolver esta tecnologia de forma a multiplicar as suas forças e reforçar a capacidade operacional no espaço aéreo.

Na FAP, o desenvolvimento técnico e científico dos SANT iniciou-se no Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA), sediado na Academia da Força Aérea (AFA). Com origem em 2009, o CIAFA partiu do *know-how* adquirido pela AFA desde 2006 na área de investigação, desenvolvimento e operação de VANT. Todavia, os principais desenvolvimentos tecnológicos e operacionais no campo dos UAV tiveram início no ano de origem do CIAFA (Morgado, Santos, & Caetano, 2017). O Projeto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não Tripulados (PITVANT) foi desenvolvido pela AFA em conjunto com diversas entidades e aprovado pelo Ministro da Defesa Nacional e financiado pela Direção Geral de Armamento e Equipamento de Defesa (Caetano & Morgado, 2019).

O projeto PITVANT teve como objetivos o desenvolvimento e operacionalização de tecnologia para VANT de pequeno e médio porte. Teve igualmente como finalidade desenvolver conceitos, formação e treinos nas áreas de operação e desenvolvimento de SANT. No decorrer do projeto, foram desenvolvidas diversas plataformas com diferentes características. “X02 Alfa”, “X02 Alfa Extended” e “X03 Antex” foram alguns dos SANT fabricados e voados, totalizando mais de 400 horas de voo (Academia da Força Aérea, 2021).

Com o término do PITVANT em 2015 e após a publicação do MFA 500-12 por parte da FAP, em 2013, do programa “Visão Estratégica para Sistemas de Aeronaves Não Tripuladas”, a instituição tem vindo a desenvolver novos SANT com sistema propulsivo elétrico, utilizando primariamente, baterias como fonte de energia. Neste sentido, e face ao crescimento considerado de sistemas propulsivos mais ecológicos, o CIAFA considera iniciar o desenvolvimento de VANTs utilizando o hidrogénio como fonte principal de energia (Caetano & Morgado, 2019).

O uso de hidrogénio, aplicado em células de combustível (do inglês *Fuel Cell*, FC), teve a sua ideia inicial em 1839. Introduzido por William Grove, o físico desenvolveu o primeiro protótipo constituído por 2 elétrodos de platina, envolvidos em dois cilindros de vidro sendo um cilindro abastecido com

hidrogénio e o outro por oxigénio. Por fim os cilindros foram mergulhados em ácido sulfúrico diluído funcionando como eletrólito. Desta forma Grove verificou que o sistema era capaz de produzir trabalho elétrico (Blomen & Mugerwa, 2013).

Com o decorrer dos anos, diversas foram as contribuições para o desenvolvimento e melhoramento de diversos tipos de células de combustível, pelo que apenas no século XX se verificaram as primeiras aplicações. O físico Francis Bacon, no final da década de 50, investigou e desenvolveu uma célula de combustível alcalina. Anos mais tarde, em 1962, com os protótipos desenvolvidos pelo mesmo, juntou-se a uma firma industrial, *Energy Conversion*, que em parceria com a *Pratt & Whitney*, desenvolveram as primeiras células de combustível aplicadas no programa espacial *Apollo* (Blomen & Mugerwa, 2013).

No que diz respeito à aplicação de células de combustível em VANT, desde o início do século XXI que esta fonte de energia tem vindo a ser testada em diversas aeronaves. Registada em 2003, a plataforma Hornet, um UAV projetado pela AeroVironment, voou durante 5 minutos, tendo sido considerado o primeiro SANT a efetuar um voo com uma FC como fonte principal de energia (AeroVironment, 2003). Anos mais tarde, em 2009, o UAV Ion Tiger, desenvolvido pela Naval Research Laboratory, voou cerca de 26 horas levando a bordo hidrogénio comprimido como fonte de energia, estabelecendo na altura o recorde (Naval Technology, 2021). Desde então, o desenvolvimento e melhoramento de FC, assim como o armazenamento de combustível a bordo, têm constituído uma matéria de evolução constante por parte de diversas entidades de forma a operarem por um longo período de tempo sem qualquer tipo de falha.

1.2 Motivação

O desenvolvimento e aplicação de novas tecnologias direcionadas para a sustentabilidade, inovação e economia têm sido uma área de interesse em vários setores da sociedade e em particular no setor da Defesa Nacional. Aprovado em 2020, foi desenvolvido o Plano Nacional Energia e Clima 2030 (PNEC2030) que visa a «redução de emissões de gases com efeito de estufa, incorporação de energias de fontes renováveis, (...)» (Presidência Do Conselho de Ministros, 2020). Paralelamente, a Agência Europeia de Defesa (AED) e o Governo português mostraram interesse na aposta do hidrogénio. A estratégia, segundo o Governo, passa por promover «a introdução gradual deste gás como pilar sustentável e integrado na mais abrangente estratégia de transição para uma economia descarbonizada» (República Portuguesa, 2020), tendo a AED financiado o projeto RESHUB – *Defense Resilience Hub Network in Europe*, que pretende contribuir para a captação de energia renovável e capacidade de armazenamento de hidrogénio (*European Defence Agency*, 2020).

Neste sentido a FAP, organização centrada na sua missão, visa explorar formas de utilizar o hidrogénio como fonte de energia na operação dos seus meios. Conhecendo os desafios relativos à inovação e desenvolvimento destas novas fontes de energia no setor aeronáutico, é necessário estudar a implementação das mesmas, de forma a cumprir com os objetivos traçados pela instituição.

Demonstrado ser uma alternativa aos conhecidos combustíveis fósseis, o hidrogénio apresenta vantagens relativamente às baterias, principal fonte de energia dos VANT de hoje. As baterias são conhe-

cidas por apresentarem uma menor densidade energética específica quando comparado com combustíveis fósseis. O tempo de carregamento e o número limitado de ciclos de carregamento são outros pontos negativos das baterias o que limita o seu uso para UAV de maiores dimensões. A utilização de hidrogénio aplicado a células de combustível apresenta inúmeros benefícios, desde a redução de emissões aquando da produção de energia elétrica a uma maior densidade energética (Airbus, 2020).

Nesta perspetiva de inovação e desenvolvimento de plataformas com base em energias renováveis, o CIAFA visa explorar a aplicação de FC como sistema de energia de VANT e adquirir conhecimento nesta área a nível de projeto, desenvolvimento, produção e teste.

1.3 Objetivos

O projeto em curso decorre de uma proposta efetuada pelo CIAFA, que visa desenvolver um VANT movido por uma célula de combustível como sistema principal de energia, e hidrogénio como fonte de combustível. Adicionalmente a aeronave deve possuir a capacidade de incorporar a bordo equipamento de vigilância e fotografia. Deve apresentar igualmente capacidade de realizar aterragem e descolagem de modo vertical (do inglês *Vertical Take-Off and Landing*, VTOL) de modo a aumentar a sua flexibilidade de operação. Os requisitos do projeto podem ser observados na Tabela 1.1.

A presente dissertação decorre em paralelo com outras três dissertações envolvidas no projeto. Não obstante ser um projeto que engloba diversas áreas no desenvolvimento e design do UAV, o principal objetivo da presente dissertação é obter as características e o desempenho do sistema propulsivo da aeronave. Para tal são definidos diversos objetivos a desenvolver.

No que diz respeito ao estado de arte, como meio definido, apresenta-se a revisão de conceitos referentes aos componentes do sistema propulsivo e métodos computacionais, assim como uma análise de mercado referente a UAVs desenvolvidos.

Posteriormente, define-se como objetivo a atribuição das estimativas iniciais consideradas na fase conceptual, pelo que na fase preliminar pretende-se que os valores referidos sejam aprimorados e substituídos pelas componentes do sistema propulsivo a selecionar. Na fase detalhada do projeto, pretende-se uma aplicação teórico-prática de forma a verificar o desempenho das variáveis de interesse do sistema propulsivo. Pretende-se igualmente efetuar uma validação dos métodos a aplicar nas diferentes análises através da comparação com ensaios experimentais.

1.4 Estrutura do Projeto

Definida a proposta e os objetivos do mesmo, ao longo de três meses a equipa desenvolveu o conceito inicial onde a solução definida constituiu a formulação base para que cada membro, individualmente, desenvolvesse a sua dissertação de mestrado. Na referência (Alves et al., 2021), artigo publicado e revisto por pares, são apresentadas as considerações e a metodologia adotadas no decorrer do projeto conceptual, pelo que no término desta fase a configuração é escolhida e não mais

Tabela 1.1: Requisitos do projeto propostos pelo CIAFA.

Requisitos	Valor	Descrição
Peso Máxima Descolagem	< 25 kg	–
Carga	2 kg	Incluindo uma câmara ótica
Autonomia	> 2 h	Preferencialmente acima das 3 horas
Velocidade Cruzeiro	35-45 kts	–
Velocidade de Perda	< 25 kts	Sem <i>Flaps</i>
Velocidade Máxima	70 kts	Para voo cruzeiro
Teto Máximo	15 000 ft	–
Aterragem & Descolagem	–	VTOL, totalmente autónomo
Altura Máxima de Descolagem	10 000 ft	Acima do nível médio das água do mar
Sistema Propulsivo	–	Elétrico

alterada. Neste sentido, as alterações propostas por cada elemento durante a fase detalhada não são consideradas nas restantes dissertações.

1.5 Estrutura da Dissertação

A dissertação de mestrado encontra-se dividida em sete capítulos distintos. O Capítulo 1 apresenta o enquadramento em que o presente projeto se insere, juntamente com a motivação que levou à sua realização. É apresentado igualmente o objetivo do mesmo, assim como os seus requisitos de elaboração.

O Capítulo 2 apresenta a revisão bibliográfica que serve de base teórica da dissertação. Inicia-se com a realização de uma análise de mercado referente a aeronaves semelhantes ao modelo a projetar, seguido da contextualização e definição de conceitos fundamentais do sistema propulsivo com foco na hélice e na célula de combustível. Adicionalmente é apresentado o contexto teórico da abordagem computacional adotada, assim como a teoria de base do *software* computacional aplicado. Este capítulo finaliza com a apresentação de diversos *softwares* usados no decorrer da dissertação.

O Capítulo 3 é referente à fase de design conceptual onde são apresentadas e justificadas as estimativas iniciais do sistema propulsivo. São definidos os valores iniciais de eficiências, seguidos da relação potência/peso e valores iniciais de parâmetros necessários a uma análise prematura. Por fim efetua-se a seleção da célula de combustível com base numa análise de mercado.

O Capítulo 4 diz respeito à fase preliminar do projeto. Com base na análise do mercado são selecionados todos os componentes do sistema propulsivo incluindo os componentes a analisar posteriormente. Por fim efetua-se a seleção do depósito de combustível e das baterias, seguido da apresentação final da massa dos componentes do sistema propulsivo da aeronave.

No Capítulo 5 é apresentada a análise teórico-prática referente à fase de design detalhado do projeto. Inicia-se com o estudo teórico onde é apresentada a sua metodologia. Posteriormente efetua-se a análise computacional, apresentando igualmente a sua metodologia.

O Capítulo 6 é referente à análise experimental, pertencente igualmente à fase detalhada. É apre-

sentado o *setup* e a metodologia adotada. Neste capítulo é incluída a comparação e interpretação dos resultados das análises efetuadas.

Por último são apresentadas as considerações finais destacando-se os contributos alcançados com o trabalho desenvolvido. Adicionalmente são mencionados recomendações para o desenvolvimento de trabalhos futuros.

Capítulo 2

Contexto Teórico e Estado de Arte

2.1 Características do Design

2.1.1 Estudo de Mercado

Referido no Capítulo 1, segundo os registos históricos, o primeiro passo para a aplicabilidade de FC surgiu no século XX. Com a evolução e desenvolvimento tecnológico, começaram a surgir aeronaves não tripuladas de maiores dimensões, com elevada autonomia, capazes de realizar missões de diversos âmbitos, desde exploração marítima, missões de reconhecimento e apoio médico (Beirão, 2019). No sentido destas missões, o projeto a que a presente dissertação se propõem, visa dar continuidade ao trabalho desenvolvido pelo CIAFA no âmbito do desenvolvimento de programas inovadores e de cooperação com entidades adjacentes.

Deste modo, após análise e compreensão dos requisitos do projeto, procedeu-se ao estudo de mercado de aeronaves não tripuladas cuja operação, dimensões e missão sejam semelhantes ao pretendido. Realizaram-se duas análises distintas, pelo que a primeira compreendeu aeronaves com a capacidade VTOL, e a segunda VANT com célula de combustível como fonte principal de energia. De forma a comparar as diferentes configurações existentes, é apresentada de seguida, na Tabela 2.1, as especificações mais relevantes.

Efetuiu-se uma primeira análise do estudo na qual se verificou que nenhuma das aeronaves referidas apresenta todas as metas do design propostas pelo CIAFA. Neste sentido, na Figura 2.1, são apresentadas quatro aeronaves da Tabela 2.1 cujas características e desempenho melhor correspondem ao pretendido, Alti Transition, Griffion M8, Falcon-5 e Eagle Plus VTOL, viz. (International Armour, 2021), (TOP Engineering Group, 2021), (Micromulticopter Aviation, 2021) e (Sparkle Tech Limited, 2021), respetivamente.

Tabela 2.1: Resultados do estudo de mercado.

VTOL UAV	Autonomia [h]	Velocidade cruzeiro [kts]	Peso máximo decolagem [kg]	Sistema propulsivo
Ogassa OGS42V	6-8	51	36	Híbrido
Alti Transition	12	40	18	Híbrido
L3 Harris FVR-90	8-16	50	54	Híbrido
Aerosonde HQ	10	45-65	47.6	Motor a combustão
Baby Shark 260	2.5	43	13	Elétrico
Swift Composite Material	2	35	9	Elétrico
Foxtech AYK - 250	4	50	13.5	Elétrico
WanderB-VTOL	2.5	-	14	Elétrico
MMC Griffion M8	2.5	49	12	Elétrico

Célula de Combustível UAV	Autonomia [h]	Velocidade cruzeiro [kts]	Peso máximo decolagem [kg]	Combustível Aplicado
TU Delft Neder Drone	3.5	-	13	Hidrogénio
Sparkle Eagle Plus - VTOL	5	54	21	Hidrogénio
Top Engineering Falcon-V	3	49	18	Hidrogénio

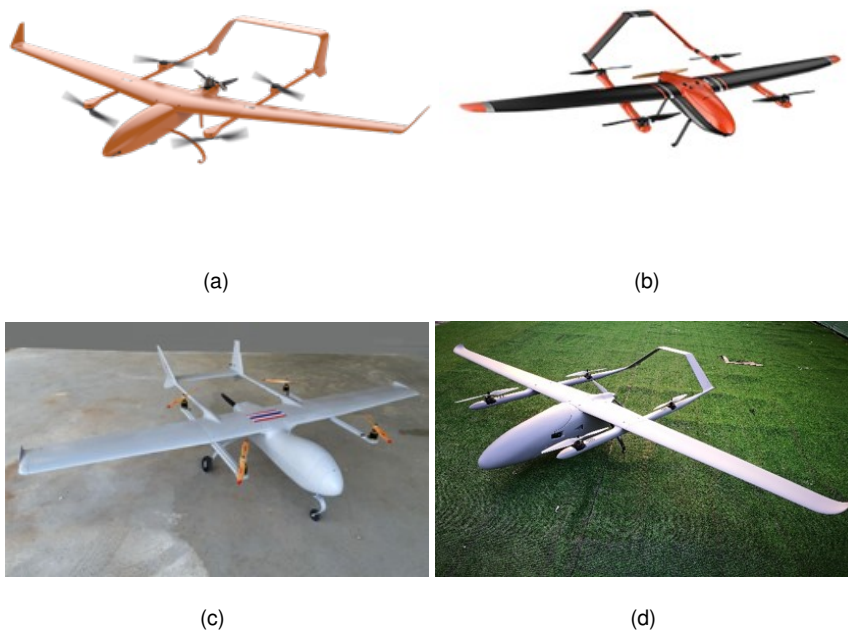


Figura 2.1: (a) Alti Transition (International Armour, 2021) (b) Griffion M8 (Micromultipcopter Aviation, 2021) (c) Falcon-5 UAV (TOP Engineering Group, 2021) (d) Eagle Plus VTOL (Sparkle Tech Limited, 2021).

A escolha das aeronaves do estudo de mercado revela um *design* semelhante entre elas. Como modelo base observa-se a distinção do modelo propulsivo para realizar os diferentes modos de voo da aeronave. Para voo vertical a presença de rotores na asa fixa, sendo normalmente mais que um, de

forma a permitir ao VANT realizar um voo vertical estável e controlável. Para voo de nível verifica-se normalmente a presença de uma hélice na fuselagem, sendo esta colocada no eixo central do aeronave, junto do centro de gravidade da mesma.

Outro aspeto a realçar foca-se na configuração da cauda. Observa-se nas aeronaves selecionadas que todas apresentam *boom* duplo, exibindo diferentes configurações, desde "U" invertido, cauda em "H" ou cauda em "A". Associado a esta configuração da cauda, está normalmente a configuração do tipo *pusher*, onde se verifica a colocação do hélice na parte traseira de aeronave. Esta configuração do modelo propulsivo na parte traseira para voo nível é comum em todas os VANT presentes na Tabela 2.1, à exceção da aeronave *TU Delft Neder Drone*.

Os *designs* analisados nesta secção devem adequar-se às necessidades de operação do UAV assim como aos meios disponíveis no CIAFA. Neste sentido, as configurações apresentadas constituem modelos base de análise para uma posterior definição.

2.1.2 Integração da Hélice na Fuselagem

Um aspeto a ter em consideração na fase conceptual do projeto é a integração do sistema propulsivo na fuselagem, mais propriamente a disposição da hélice de voo nível na aeronave. Com base no estudo de mercado e nos VANT presentes no CIAFA, as principais opções de localização do *propeller* são na fuselagem. A hélice localizado no nariz da fuselagem, *tractor*, e na parte traseira da mesma, *pusher*, são as duas configurações habituais, as quais se encontram ilustradas na Figura 2.2.

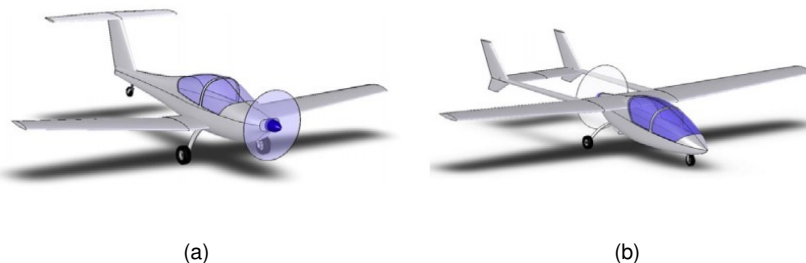


Figura 2.2: (a) configuração *Tractor* (b) configuração *Pusher* (adaptado de Gudmundsson (2014)).

Diversos são os prós e contras de cada uma destas configurações. A configuração *tractor* apresenta como principal vantagem o facto de a hélice não se encontrar dentro da esteira da fuselagem, pelo que o escoamento que chega à hélice não é turbulento. Este fluxo de ar limpo resulta numa maior eficiência por parte do *propeller* e níveis de ruído reduzido em comparação com a configuração *pusher* (Gundlach, 2012). Outra vantagem presente na literatura, Raymer (1992), refere a possibilidade do *propeller* localizado no nariz da fuselagem ser uma fonte de arrefecimento dos componentes. Como pontos negativos, a principal desvantagem desta configuração prende-se no facto de a fuselagem voar constantemente em escoamento turbulento, proveniente da esteira da hélice aumentando desta forma a resistência aerodinâmica. Neste seguimento, outro ponto a realçar, e de acordo com os requisitos do projeto, é facto de a configuração apresentada não permitir uma visão totalmente limpa para uma câmara eventualmente instalada na barriga da fuselagem (Raymer, 1992).

Em contrapartida, a configuração *pusher* apresenta igualmente demais aspetos que se devem ter em consideração. Como principal vantagem, a localização da hélice na parte traseira da fuselagem permite que a aeronave não voe na esteira do *propeller*, pelo que o escoamento é não perturbado e a resistência aerodinâmica é reduzida (Raymer, 1992). Um segundo ponto a referir diz respeito ao posicionamento de carga útil. A presença do hélice na parte anterior da fuselagem permite a incorporação de uma câmara no nariz da mesma como requisito do projeto. Como principal desvantagem da configuração apresentada, a hélice opera na esteira da fuselagem pelo que o escoamento proveniente é turbulento. Consequentemente a eficiência do *propeller* é reduzida e ocorre um aumento de ruído em comparação com a configuração anterior (Raymer, 1992). Outro ponto desfavorável prende-se com a fluxo de ar necessário para ventilar os componente, sendo este efeito menos eficiente, podendo ser necessário criar passagens de ar para o interior da fuselagem. Igualmente a ter em conta, o posicionamento da hélice na parte traseira, provoca uma deslocação do centro de gravidade para junto da mesma. Em seguimento desta variação a cauda será de maior dimensões (Raymer, 1992).

2.2 Sistema Propulsivo

O Sistema propulsivo é vital para o funcionamento e operação de aeronaves apresentando-se como um dos setores com maior importância nos SANTs. A resistência aerodinâmica deve ser superada, assim como a aceleração da gravidade em voo vertical, de forma a manter uma velocidade constante da aeronave ou acelerar a mesma. O sistema propulsivo é composto geralmente pela hélice, controlador eletrónico de velocidade (do inglês Electronic Speed Controller, ESC), motor e por uma fonte de energia capaz de fornecer a energia necessária ao sistema propulsivo (Zhao, Zhang, Li, & Wen, 2021).

2.2.1 Hélice

A hélice é um componente capaz de converter energia mecânica do motor em energia cinética da aeronave. O torque causado pelo motor a uma velocidade de rotação, provoca o impulso da aeronave que por sua vez é movimentada na direção pretendida (Schömann, 2014).

As hélices são constituídas por duas ou mais pás interligadas numa estrutura central denominada de cubo. Do ponto de vista aerodinâmico, uma pá assemelha-se a uma asa, pelo que ao longo da secção transversal de uma pá esta é caracterizada por um perfil alar, com bordo de ataque, bordo de fuga, linha de curvatura média, linha de corda e espessura. No que diz respeito à geometria da pá, uma vez que esta apresenta velocidade angular constante ao longo do raio, os parâmetros de corda e ângulo de torção são variáveis nas diferentes secções. Adicionalmente, a pá pode apresentar diferentes perfis ao longo da sua envergadura (Schömann, 2014). Na Figura 2.3 é possível observar a geometria de uma pá da hélice, assim como o perfil alar em diferentes secções.

As pás são o constituinte que geram sustentação quando em movimento rotacional. A geometria da hélice e o vento relativo, definido pela velocidade da aeronave e pela velocidade de rotação, contribuem para transformar esta sustentação em impulso. A resistência aerodinâmica proveniente da força gerada

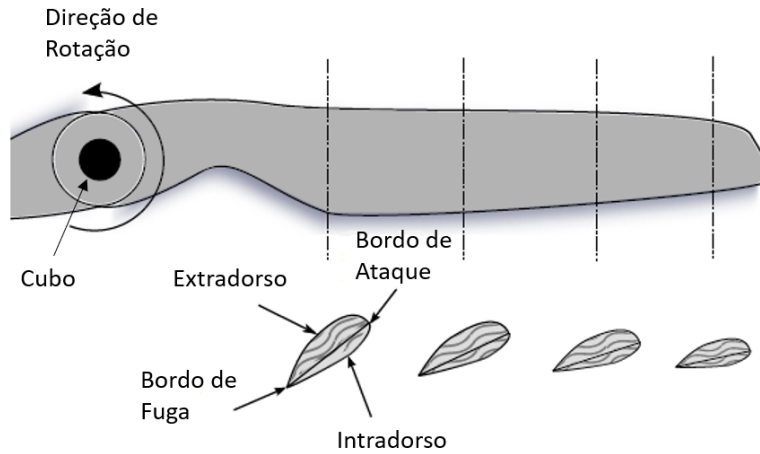


Figura 2.3: Geometria da hélice e perfil alar de diferentes secções (adaptado de Wall (2012)).

pelos pás define o torque necessário a ser aplicado (Schömann, 2014).

O ângulo da pá, ângulo de ataque e o ângulo do escoamento são os ângulos que relacionam os planos e linhas de referência como observado na Figura 2.4. O ângulo da pá, do inglês *blade angle*, θ , é definido como sendo o ângulo formado entre a corda média da pá e o plano de rotação. O ângulo de ataque, α , é definido entre o vento relativo e a linha de corda do perfil. O ângulo de escoamento, ϕ , é o ângulo relativo entre o plano de rotação e o vento relativo (Wall, 2012).

O passo, do inglês *pitch*, é igualmente uma característica importante da hélice que se deve ter em consideração. O passo efetivo é a distância que uma hélice avança numa rotação completa, pelo que este pode ser fixo ou variável (Massachusetts Institute of Technology, 2006). A variável velocidade do passo (do inglês *pitch speed*), V_o é outro parâmetro importante. Define-se pela equação 2.1, pelo que a partir desta velocidade, a uma dada velocidade angular ω , a hélice começa a perder eficiência (Massachusetts Institute of Technology, 2006).

$$V_o = \frac{Pitch \omega}{2\pi} \quad (2.1)$$

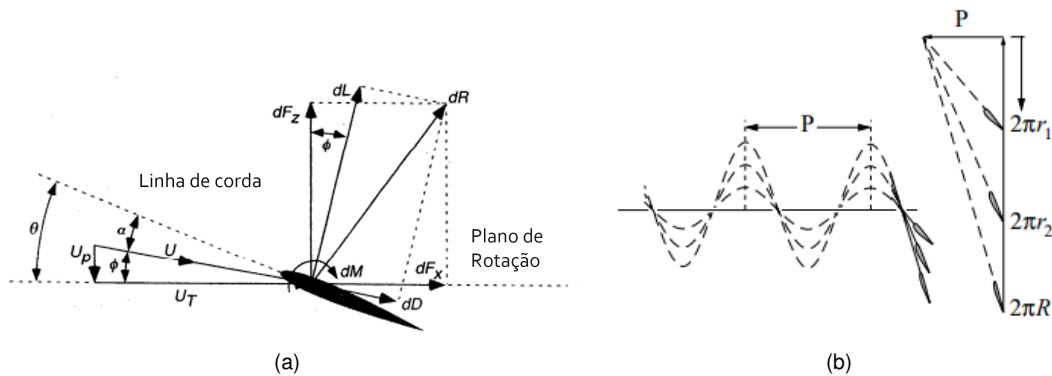


Figura 2.4: (a) Representação dos ângulos numa secção (adaptado de Leishman (2006)) (b) Representação do passo fixo de diferentes secções da pá (adaptado de Massachusetts Institute of Technology (2006)).

Modelos Teóricos

A teoria do momento (do inglês *momentum theory*), também conhecida como *actuator disk theory* é um modelo matemático introduzido em 1895 por Rankine e desenvolvido por Froude em 1885. De acordo com esta teoria, a hélice adota o comportamento de um disco permeável composto por uma certa área. Aplicando a equação de Bernoulli e o equilíbrio de forças num determinado volume de controlo, é possível estimar diversos parâmetros do *propeller* como a força produzida pela hélice e a velocidade induzida. De forma a compreender melhor, e validar a presente teoria é necessário ter em conta diversos aspetos que se podem encontrar na bibliografia (Gudmundsson, 2014; Roskam & Lan, 1997).

Com o decorrer dos anos diversos modelos e teorias foram desenvolvidas de forma a ter em conta fenómenos de compressibilidade e efeitos viscosos. Atualmente, os modelos mais comuns são a teoria do elemento de pá (do inglês *Blade Element theory, BET*) e a teoria conjunta de elementos de pá - teoria do momento, mais conhecida como *Blade Element Momentum theory*.

Blade Element Theory

A teoria do elemento de pá foi introduzida e inicialmente desenvolvida por Drzewiecki (Gudmundsson, 2014). Consiste na separação da pá em secções independentes, apelidados de elementos de pá. Individualmente, cada elemento é analisado como um perfil alar, bidimensional, com base nas condições de escoamento que essa mesma secção é sujeita. Em cada elemento de pá é aplicado um equilíbrio de forças de forma a obter as distribuições de sustentação (do inglês, *lift*), resistência aerodinâmica (do inglês, *drag*) e impulso (do inglês *thrust*) e torque produzidos, como representado na Figura 2.4 (a). Os resultados de cada elemento são posteriormente integrados ao longo de toda a pá de forma a obter o desempenho total da hélice.

O escoamento é analisado de forma independente em cada secção, onde são assumidas apenas velocidade axiais e angulares, pelo que não tem em consideração a presença de qualquer escoamento induzido no *propeller* (considerado na teoria *Blade Element Momentum theory*). Outras limitações que esta teoria apresenta está associado ao escoamento não uniforme, onde o escoamento ao longo da pá (do inglês *spanwise flow*) é negligenciado, o que pode ser relevante para gradientes de pressão elevados ao longo da mesma. Assume também que a hélice em análise é rígida pelo que os efeitos aeroelásticos são desprezados (Gudmundsson, 2014). Numa fase primária, o modelo teórico não tem em consideração as perdas de desempenho por parte do cubo e da ponta da pá. Neste sentido foram introduzido, por Prandtl, fatores de correção apresentados em Gudmundsson (2014).

Não obstante, diversas aproximações são realizadas. De acordo com Roskam and Lan (1997), uma vez que a velocidade axial U_p é constante e a velocidade de rotação U_T aumenta linearmente ao longo da pá, é necessário aumentar o *blade angle* junto ao cubo de forma a manter uma distribuição de ângulo de ataque eficiente. É igualmente possível verificar que o coeficiente de sustentação local, C_l , não é constante ao longo da pá devido à distribuição não constante do ângulo de ataque de cada secção de raio r . A distribuição de $C_l(r)$ é dada por:

$$C_l(r) = C_{l_\alpha}(\theta(r) - \phi(r)) \quad (2.2)$$

Onde $C_{l\alpha}$ representa a derivada do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque. Igualmente através da Figura 2.4(a) é possível verificar que o *lift*, L , e o *drag*, D_g , nas suas componentes normal e longitudinal podem ser calculados através das equações 2.3, onde ρ representa a densidade e c a corda do perfil.

$$dL = \frac{1}{2}\rho U^2 c C_l dr \quad (2.3a)$$

$$dD_g = \frac{1}{2}\rho U^2 c C_d dr \quad (2.3b)$$

Posto isto, os parâmetros de *thrust*, T e torque, Q , para cada secção, podem ser calculados através das equação 2.4.

$$dT = dL \cos\phi - dD_g \sin\phi \quad (2.4a)$$

$$dQ = (dL \sin\phi + dD_g \cos\phi)r \quad (2.4b)$$

Resumindo, o presente modelo teórico permite a análise de hélices com formas geométricas distintas ao longo da pá o que representa uma vantagem. É apresentado como um modelo simples quando comparado com outras teorias e de fácil implementação numa folha de cálculo.

Considerações teóricas

Após a descrição dos diversos modelos teóricos, são apresentadas de seguida, expressões adimensionais de *thrust*, C_T , potência, C_P , e eficiência, η , aplicadas no desempenho de uma hélice:

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (2.5) \quad C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (2.6) \quad \eta = J \frac{C_T}{C_P} \quad (2.7)$$

Onde n representa a velocidade definida em rotações por segundo, D o diâmetro do *propeller*, η a eficiência da hélice e J a razão de avanço representada por $U_\infty/(nD)$. É apresentado igualmente o número de *Reynolds*, Re , parâmetro adimensional que apresenta a proporção de forças inerciais sobre forças viscosas que atuam num fluido (Gundlach, 2012).

$$Re = \frac{\rho ul}{\mu} = \frac{ul}{\nu} \quad (2.8)$$

Onde o parâmetro l representa o comprimento característico, u a velocidade total, μ a viscosidade dinâmica do fluido e ν a viscosidade cinemática do fluido. Para o caso em análise, a velocidade é decomposta na velocidade rotacional da hélice e na velocidade do escoamento, $U_R = \sqrt{U_\infty^2 + U_t^2}$. O comprimento característico é a corda da hélice em cada secção.

2.2.2 Motor Elétrico

A aplicação de motores elétricos em VANT é um recurso que se tem verificado com maior frequência no decorrer do tempo. A redução de ruído, em comparação com motores de combustão interna, e os diversos benefícios ambientais que apresenta na sua operação são algumas das vantagens de aplicação

deste tipo de motores. De entre os motores elétricos existentes, o motor elétrico de corrente contínua sem escova, (do inglês *Brushless DC electric motors*) é o mais comum e com maior aplicabilidade em aeronaves não tripuladas. Maior eficiência e necessidade de pouca ou nenhuma manutenção são uns dos pontos positivos deste tipo de motores (Wall, 2012).

A respeito da sua operação, os motores elétricos convertem energia elétrica em energia mecânica que posteriormente é transmitida à hélice. O torque gerado no interior do motor provoca a rotação do veio do motor. Este veio, ligado à hélice provoca a rotação da mesma.

Os motores elétricos de corrente contínua são constituídos por duas partes. O rotor, parte móvel, e o estator, parte estática. O estator é constituído por dois ímãs que geram um campo magnético entre si quando em equilíbrio. O rotor, representado por uma bobina, quando percorrida pela corrente elétrica e pelo campo magnético gera um torque que vai impulsionar a bobina, e por sua vez, o rotor. O veio do motor encontra-se ligado ao rotor, pelo que a sua rotação é dada em rotações por minuto (RPM) (de Oliveira, 2009; Raymer, 1992). Relativamente à caracterização de motores elétricos, este parâmetro é indicado pelo termo K_v e apresenta as unidades $\frac{RPM}{Volts}$ pelo que é definido como a constante de velocidade (Wall, 2012).

2.2.3 Controlador Eletrónico de Velocidade

De forma a operar um motor elétrico é necessário a integração de um ESC. O controlador eletrónico de velocidade é um dispositivo de controlo do motor que apresenta uma entrada proveniente da fonte de energia e uma saída trifásica de forma a alimentar o motor elétrico. Neste sentido, o ESC é responsável por controlar a saída de energia e a velocidade de rotação do motor em resposta à informação fornecida pelo operador. Relativo à sua operação, o ESC converte corrente contínua proveniente da fonte de energia, em corrente alternada trifásica (Gong & Verstraete, 2017).

O desempenho do ESC é especialmente importante para sistemas de propulsão que apresentam célula de combustível como fonte primária de energia. Nestas aplicações a potência é limitada e a tensão pode mudar significativamente, pelo que a sua escolha requer uma análise detalhada do sistema propulsivo.

2.2.4 Fontes de Energia

As fontes de energia são responsáveis por fornecer energia a todos os sistemas da aeronave de forma a operarem de acordo com a missão da mesma. De acordo com os requisitos do projeto, de seguida são apresentadas as fontes de energia estipuladas para aplicação no UAV.

Bateria

A bateria é um dispositivo que gera energia elétrica a partir da energia química armazenada no seu interior, por meio de uma reação eletroquímica de oxidação-redução. São constituídas por uma ou mais células, onde cada uma contém um eletrólito, um terminal positivo, cátodo, e um terminal negativo, ânodo. O eletrodo negativo liberta os eletrões para o circuito externo fazendo estes chegar ao cátodo.

Esta circulação de elétrons num circuito gera energia elétrica. O eletrólito é o material responsável pela circulação de iões entre os dois terminais positivo e negativo (Linden & Reddy, 2001).

No que diz respeito ao tipo de baterias, estas podem ser divididas em primárias e secundárias. Relativamente às primárias, estas baterias são projetadas para uso único sendo não recarregáveis. De modo inverso as secundárias são reutilizáveis (Julien, Mauger, Vijn, & Zaghbi, 2016).

Em aeronaves não tripuladas de pequeno porte são aplicadas normalmente baterias secundárias: níquel cádmio (Ni-Cd), níquel-hidreto metálico (NiMH), polímero de lítio (LiPo), lítio-enxofre (Li-S) e íon-lítio (Li-ion). Atualmente com o avanço do conhecimento e operação de SANT, as baterias LiPo e Li-ion são o principal tipo de baterias aplicadas no sistema propulsivo de UAVs (Gundlach, 2012). Através da Tabela 2.2 é possível visualizar as propriedades das diversas baterias mencionadas anteriormente.

Tabela 2.2: Propriedade dos diferentes tipos de bateria (adaptado de Gundlach (2012)).

Tipo de bateria	Energia específica teórica [Wh / kg]	Potência específica [W / kg]
Níquel cádmio (Ni-Cd)	240	150
Hidreto metálico de níquel (NiMH)	470	200-400
Polímero de lítio (LiPo)	735	200-1900
Enxofre de lítio (Li-S)	2550	600-700
Ion de lítio (Li-ion)	700	235-340

Da Tabela 2.2 observa-se que as baterias do tipo Li-S apresentam uma melhor energia específica teórica. A desvantagem deste tipo de baterias, referido em Gundlach (2012), prende-se com o facto de apresentarem ciclos de carga/descarga limitados. Segundo a bibliografia, (Gundlach, 2012; Raymer, 1992), estas baterias são o futuro, pelo que a sua aplicação tem sido testada nos últimos anos.

Analisando os restantes quatro tipos baterias, as LiPo e as Li-ion são as que apresentam melhor energia específica, sendo estas as baterias com maior aplicabilidade em VANT. Adicionalmente, o requisito básico para o transporte de uma bateria a bordo de uma aeronave é o seu peso. Estas baterias apresentam na sua constituição o metal lítio, considerado o metal mais leve do planeta.

De forma a comparar as diversas baterias com capacidades diferentes é usada a taxa C. Este parâmetro, do inglês *C-rate*, é usado para expressar a corrente de carga/descarga e é expresso em ampére-hora (Ah) (Julien et al., 2016). As baterias do tipo Ni-Cd e NiMH apresentam uma taxa C reduzida entre 0.05C e 1C, significando uma carga e descarga das baterias mais demorada. Por outro lado, as baterias de Lítio apresentam normalmente uma taxa C elevada, apresentando maior capacidade de armazenar energia e conseqüentemente maior potência, como se verifica na Tabela 2.2.

Célula de Combustível

A célula de combustível, à semelhança das baterias, é um equipamento eletroquímico que converte energia química em energia elétrica. A principal diferença entre ambas prende-se com o facto de a célula de combustível fornecer eletricidade enquanto o combustível é fornecido. Nas baterias, após o seu consumo total, estas são recarregadas, descartadas ou recicladas (González-Espasandín, Leo, &

Navarro-Arévalo, 2014).

A respeito da sua constituição, uma FC é composta por duas camadas principais: o eletrodo negativo, ânodo, e o eletrodo positivo, cátodo. Entre estas duas camadas, a célula de combustível contém um eletrólito que trabalha como uma barreira, onde apenas permite a passagem de átomos carregados, cátions ou ânions. Os elétrons são forçados a circular através de uma corrente externa. Os eletrodos são constituídos por material poroso recoberto com uma membrana de catalisador. A presença desta membrana verifica-se de forma a acelerar as reações químicas nos eletrodos (Krawczyk, Mazur, Sasin, & Stokłosa, 2014).

A operação de uma *fuel cell* inicia-se quando o combustível é fornecido ao ânodo. Nesta camada, o combustível sofre a reação de oxidação onde os elétrons são removidos da molécula. De seguida, os elétrons produzidos pela reação de oxidação são transportados através de um circuito externo. Esta movimentação de elétrons através de um circuito gera a energia eléctrica utilizada pela célula de combustível. Por sua vez, os prótons produzidos na oxidação são transportados do ânodo para o cátodo, através do eletrólito. No cátodo, ocorre a reação de redução. O oxigénio reage com os prótons transportados através do eletrólito e com os elétrons provenientes do circuito eléctrico dando origem aos produtos finais produzidos pela célula de combustível (O'Hayre et al., 2016).

Tipos de Células de Combustível

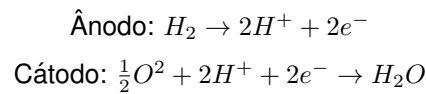
Existem diversos tipos de células de combustível, onde a grande diferença prende-se com o tipo de material do eletrólito. Segundo a bibliografia (Haile, 2003), existem cinco tipos de *fuel cell* diferentes. Célula de combustível de ácido fosfórico (do inglês *phosphoric acid FC*, PAFC), célula de combustível de membrana polimérica (do inglês *polymer electrolyte membrane FC*, PEMFC), célula de combustível alcalina (do inglês *alkaline FC*, AFC), célula de combustível de carbonato fundido (do inglês *molten carbonate FC*, MCFC) e célula de combustível de óxido sólido (do inglês *solid-oxide FC*, SOFC). Na Tabela 2.3 é possível observar as características dos diferentes tipos de células de combustível mencionados anteriormente.

Tabela 2.3: Características dos diferentes tipos de FC (adaptado de O'Hayre et al. (2016)).

	PAFC	PEMFC	AFC	MCFC	SOFC
Eletrólito	H_3PO_4 líquido (imobilizado)	Membrana polimérica	KOH líquido (imobilizado)	Carbonato Fundido	Cerâmica
Temperatura de operação	200 °C	80 °C	60-220 °C	650 °C	600-1000 °C
Eficiência (%)	40	40-50	50	45-55	50-60
Densidade Potência [mW/cm^2]	150-300	500-2500	150-400	100-300	250-500
Combustível	H2, Metanol	H2	H2	H2, CH4	H2, CH4, CO

Os dois tipos mais comuns de célula de combustível são as PEMFC e as SOFC (Gundlach, 2012). Atualmente, as células de combustível de membrana polimérica, PEMFC, são as mais adequadas para aplicação em VANT de pequeno porte, descrito em Brun (2018). Esta célula de combustível apresenta

como reagente o hidrogénio, H_2 , e o oxigénio, O_2 de forma a gerar eletricidade, calor e água, H_2O . Com o hidrogénio como fonte principal, as reações de oxidação e redução que ocorrem nos elétrodos são as seguintes:



Uma PEMFC, como referido anteriormente, é constituída por uma transparente, flexível e fina membrana polimérica (20-200 μm). Entre o eletrólito e os elétrodos verifica-se a presença de um catalisador à base de platina.

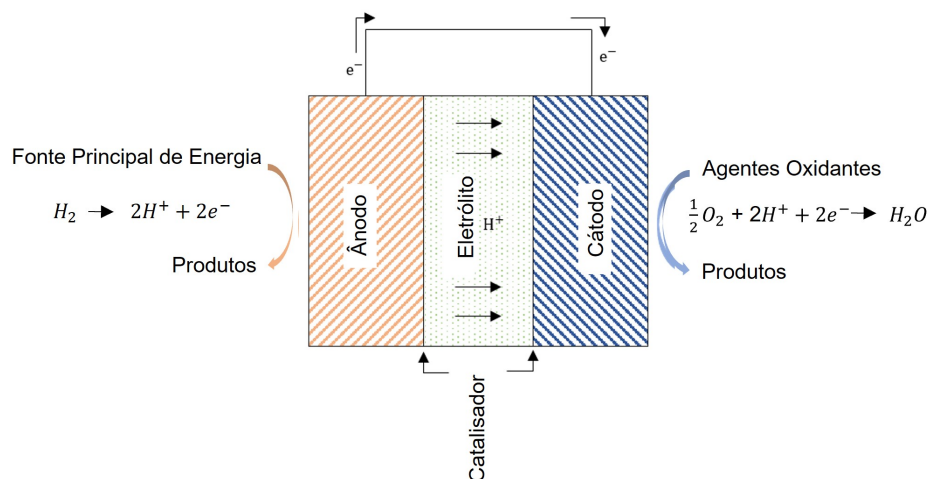


Figura 2.5: Estrutura e composição de uma FC (adaptado de Haile (2003)).

Este tipo de *fuel cell* apresenta diversos pontos positivos como o valor mais elevado de densidade de potência de todas as células (Tabela 2.3). Apresenta igualmente temperaturas de operação reduzidas permitindo o seu uso abordo de aeronaves. A sua forma compacta e boa capacidade de ligar/desligar são outras vantagens a ter em conta (O'Hayre et al., 2016). Como desvantagens principal, este tipo de célula apresenta um elevado custo devido aos materiais usados na membrana e no catalisador. A sua manutenção requer igualmente cuidados a ter, pelo que a adição de água é necessária para a correta operação da célula (O'Hayre et al., 2016).

2.2.5 Sistemas de Armazenamento de Hidrogénio

No caso de células do tipo PEMFC, o armazenamento e transporte do hidrogénio foram as principais barreiras a serem ultrapassadas. O hidrogénio é um gás que apresenta uma baixa densidade e uma elevada densidade energética, 33.3 Wh/g , sendo o gás mais leve do mundo. Além destas propriedades, é um gás que apresenta um baixo ponto de ebulição o que complica o seu armazenamento (Brun, 2018).

O hidrogénio pode ser armazenado e manuseado com segurança através de equipamentos e procedimentos adequados. Segundo a bibliografia (Zhang, Li, Li, & Zhao, 2014), o hidrogénio é passível de ser armazenado em diferentes maneiras: gás comprimido, hidrogénio líquido, armazenamento químico

e armazenamento com base na absorção física. De entre os métodos mencionados anteriormente, os principais e mais comuns com aplicabilidade em aeronaves são os dois primeiros. Na presente dissertação é pertinente a aplicação do armazenamento de hidrogénio através de gás comprimido

Este método é o mais comum e simples de armazenar e transportar hidrogénio (Zhang et al., 2014). Os depósitos aplicados apresentam uma pressão de armazenamento entre 35 MPa e 70 MPa, pelo que a densidade do gás aumenta no seu interior. Relativamente à constituição dos tanques, é necessário um material específico de forma a suportar a alta pressão. Partes metálicas, material polimérico e material compósito são os materiais mais comuns neste tipo de aplicação (Barthelemy, Weber, & Barbier, 2017). É necessário igualmente a aplicação de válvulas e reguladores de pressão de elevada fiabilidade para atingir alta eficiência (Brun, 2018). Os tanques apresentam geralmente uma forma cilíndrica e podem ser classificados em quatro tipos (I, II, III e IV), dependendo do tipo de material que são constituídos (Barthelemy et al., 2017). No que diz respeito às suas características, ainda que o tanque dispõe de pressões elevadas, o que dificulta o seu enchimento, apresenta a vantagem de ter uma taxa de libertação de hidrogénio para a FC rápida (Sürer & Arat, 2018). A principal desvantagem prende-se com o facto do aumento da capacidade volumétrica não ser proporcional ao aumento da pressão. Tal acontece porque o hidrogénio, quando no estado de gás comprimido, pode não ser considerado um gás perfeito. Outro ponto negativo é o elevado custo dos tanques devido aos materiais que os compõem (Zhang et al., 2014).

2.3 Dinâmica de Fluidos Computacional

Dinâmica de Fluidos Computacional (do inglês *Computational Fluid Dynamic*, CFD), é o estudo numérico do movimento, estável ou instável, do fluido. É descrita como uma simulação numérica de todos os processos físico-químicos que apresentam escoamento (University of Illinois, 2021). É considerada uma ferramenta em constante evolução com aplicabilidade em diversos setores da indústria. A mecânica dos fluidos, por outro lado, centra-se no comportamento dos mesmos, em repouso e em movimento, e às forças que atuam sobre estes.

No campo da Aeronáutica, a análise CFD é usada de forma a obter o impacto dos objetos no fluido. Refere-se às variáveis que atuam sobre o escoamento em movimento, pelo que é usado para prever valores de resistência aerodinâmica, força, ruído, carga estrutural, entre outros, em sistemas e subsistemas de uma aeronave (University of Illinois, 2021).

Deste modo, a análise CFD pode ser usada em todo o processo de design, desde a fase conceptual à detalhada, de forma a estimar parâmetros iniciais ou refinar conceitos mais avançados. CFD também é aplicado de modo a diminuir a quantidade de testes experimentais que devem ser feitos para validar um projeto, e medir o seu desempenho.

A análise CFD enfrenta atualmente desafios que necessitam de ser ultrapassados e que prevalecem desde a sua aplicação inicial, no século XX. O tempo de computação associado é um dos fatores mais relevantes, limitando o uso do CFD no desenvolvimento e criação de base de dados, assim como em aplicações multidisciplinares. Outro ponto relevante prende-se com diversas incertezas presentes

em CFD. A dificuldade de modelação complexa tridimensional, a irregularidade e qualidade da malha, assim como uma convergência lenta da mesma são aspetos que se deve ter em consideração (Khalil, 2021).

2.3.1 Equações predominantes

Sendo considerada um ramo da mecânica dos fluidos, a dinâmica de fluidos descreve o movimento do fluido através de uma sistema de equações básicas. Este sistema é conhecido como o sistema de equações de Navier-Stokes que descrevem como a velocidade, pressão, temperatura e densidade do escoamento estão relacionadas. Estas equações baseiam-se na conservação das quantidades fundamentais – massa, momento e energia – pelo que são expressas num sistema de equações diferenciais parciais dependentes do tempo (Wesseling, 2001).

O princípio de conservação da massa refere que a taxa de variação da massa num volume de material arbitrário $V(t)$ é igual à taxa de produção de massa nesse mesmo volume. Neste sentido, na ausência de uma fonte de massa, a região conservará a sua massa a nível local. A equação seguinte expressa o que foi referido,

$$\frac{d}{dt} \int_{V(t)} \rho dV = \int_{V(t)} \sigma dV, \quad (2.9)$$

onde $\rho(x, t)$ representa a densidade de uma partícula, e $\sigma(x, t)$ a taxa de produção de massa por volume considerado, no tempo t na posição x . Segundo Wesseling (2001), o termo $\sigma(x, t)$ considera-se não nulo para escoamento do fluido multifásico. Neste sentido, considerando $\sigma(x, t) = 0$ na equação acima, obtém-se a equação da continuidade, Eq. 2.10 com u a representar o vetor velocidade,

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho u) = 0. \quad (2.10)$$

O princípio de conservação do momento afirma que a taxa de variação do momento de um volume material é igual à soma de todas as forças que atuam no volume considerado. Na ausência de qualquer força externa o corpo conserva o momento ρu_i . As forças aplicadas num corpo podem ser de dois tipos: forças de corpo, F_i aplicadas no volume considerado $V(t)$ e forças superficiais R_i aplicadas num elemento de superfície $S(t)$ (Henningson & Berggren, 2005). Aplicando o teorema de transporte de Reynolds, descrito igualmente na bibliografia o princípio de conservação do momento pode ser descrito pela seguinte equação,

$$\int_{V(t)} \rho \frac{Du_i}{Dt} dV = \int_{V(t)} \rho F_i dV + \int_{S(t)} R_i dS, \quad (2.11)$$

onde u_i representa a componente longitudinal do vetor velocidade. Tendo em consideração o fluido em movimento, as forças de superfície devem ser transformadas em integrais de volume.

Aplicando a definição da força superficial em função de tensor de tensões, T_{ij} , descrito em Henningson and Berggren (2005), a equação do momento pode ser reescrita

$$\int_{V(t)} \rho \frac{Du_i}{Dt} dV = \int_{V(t)} \rho F_i dV + \int_{S(t)} T_{ij} \vec{n}_j dS = \int_{V(t)} \left[\rho F_i + \frac{\partial T_{ij}}{\partial x_j} \right] dV, \quad (2.12)$$

onde \vec{n} corresponde ao vetor normal à superfície. O parâmetro T_{ij} é definido pela equação 2.13, onde a variável p representa a pressão, τ_{ij} a tensão viscosa e δ_{ij} a deformação. Para um fluido Newtoniano, verifica-se a relação entre τ_{ij} e δ_{ij} segundo a equação 2.14.

$$T_{ij} = -p \delta_{ij} + \tau_{ij}, \quad (2.13) \quad \tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_r}{\partial x_r} \delta_{ij} \right), \quad (2.14)$$

Posto isto, para qualquer volume de controlo $V(t)$ tem-se a equação final de conservação do momento de Navier-Stokes,

$$\rho \frac{Du_i}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_r}{\partial x_r} \delta_{ij} \right) \right] + \rho F_i. \quad (2.15)$$

O princípio da conservação de energia é governado pela primeira lei da termodinâmica, equação que afirma que a taxa de variação da energia de uma partícula é igual à quantidade de energia recebida pela partícula considerada. Esta energia pode ser da forma de calor, H , ou trabalho, W_e ,

$$\frac{d}{dt} \int_{V(t)} \rho E dV = H + W_e, \quad (2.16)$$

onde E corresponde à energia total.

Aplicando o teorema de transporte de Reynolds, assim como a lei de Fourier presente em (Henningson & Berggren, 2005), para qualquer volume de controlo $V(t)$, verificam-se as igualdades acima descritas. Neste sentido tem-se a seguinte equação de energia,

$$\rho \frac{De}{Dt} = -p \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \Phi + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\kappa_t \frac{\partial T_i}{\partial x_i} \right), \quad (2.17)$$

onde

$$\begin{cases} \Phi = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \\ \kappa_t = \text{condutividade térmica} \\ e = \text{energia interna} \end{cases} .$$

Uma consequência da não linearidade das equações de Navier-Stokes, e uma propriedade fundamental da mecânica dos fluidos, é o surgimento de turbulência. O escoamento turbulento pode ser interpretado como grandes flutuações imprevisíveis e caóticas, pelo que tem como principais características a sua irregularidade e não linearidade (Hirsch, 2007). O escoamento é caótico e irregular, e o seu aparecimento ocorre quando o número de Reynolds excede o seu valor crítico. Apresenta igualmente vorticidade, onde surgem vórtices no escoamento, responsáveis pela dissipação de energia (Moukalled, Mangani, & Darwish, 2015).

A análise CFD concentra-se em resolver os desafios relacionados com o escoamento turbulento através da análise numérica pela abordagem da simulação numérica direta (DNS, do inglês *Direct Numerical Simulation*). Este método tem como objetivo simular, computacionalmente, toda a gama de flutuações turbulentas nas diversas escalas físicas, porém requer um intervalo de tempo reduzido, e uma malha suficientemente refinada de forma a captar os vórtices de menores dimensões (Moukal-

led et al., 2015). Neste sentido, é necessário um desempenho elevado de recursos computacionais, representando atualmente um desafio da engenharia.

De forma a solucionar os desafios apresentados anteriormente, são apresentados dois modelos de aproximação para descrever o escoamento turbulento. A abordagem *Large Eddy Simulation* (LES) é o primeiro método. Este calcula diretamente as flutuações turbulentas no espaço e no tempo (semelhante ao DNS), acima de uma escala de comprimento estabelecida. Abaixo da escala mencionada, o escoamento turbulento é modelado através de leis empíricas. O segundo modelo de aproximação é o *Reynolds Averaged Navier-Stokes* (RANS). Atualmente é a abordagem com maior aplicação na análise CFD e abordada no decorrer da presente dissertação. O escoamento é calculado em média, no tempo, ao longo de todo o espectro, pelo que a abordagem adotada resume-se na decomposição das variáveis de escoamento em componentes de valor médio – equação 2.18 (Moukalled et al., 2015).

$$\xi(x_i, t) = \bar{\xi}(x_i) + \xi'(x_i, t) \quad (2.18)$$

Neste sentido, as equações predominantes de Navier Stokes, da continuidade (2.10) e do momento (2.15) são reescritas para o modelo de aproximação RANS (e escoamento compressível) em termos de quantidades médias. Esta abordagem elimina todas as flutuações e introduz incógnitas adicionais como o termo $\overline{\rho u'_i u'_j}$, conhecido com o tensor de tensões de Reynolds.

$$\frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho} \bar{u}_i)}{\partial x_i} = 0, \quad (2.19a)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho} \bar{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} - \overline{\rho u'_i u'_j}) \quad (2.19b)$$

Onde $\bar{\tau}_{ij}$ representa a média molecular da tensão viscosa, apresentada anteriormente, para um fluido Newtoniano – equação 2.14. O termo referido como o tensor de tensões de Reynolds evita que o sistema de equações seja um sistema fechado, pelo que o número de incógnitas excede o número de equações. Desta forma, e na tentativa de conhecer a relação do tensor de tensões de Reynolds com as quantidades médias do escoamento, $\bar{\rho}$, \bar{u} e \bar{p} , de forma a fechar o sistema de equações, é necessário a introdução de novos modelos de aproximação, apelidados de modelo de turbulência.

2.3.2 Modelos de turbulência

Os modelos de turbulência, com base na hipótese de Boussinesq, podem ser agrupados em duas grandes categorias. Modelos de segunda ordem (do inglês *Second Order Closure Models*) e Modelos Lineares de Viscosidade Parasita (do inglês *Linear Eddy Viscosity Models*). Esta última categoria pode ser dividida em três modelos de acordo com o número de equações que estes adicionam ao sistema de equações de RANS (Moukalled et al., 2015): Modelos algébricos (modelos de zero equações), modelos de uma equação ou modelos de duas equações.

Com a sua aplicação na indústria, os modelos de duas equações são referidos como os modelos de aproximação mais comuns que visam resolver duas equações diferenciais de transporte a fim de obter

qualidades turbulentas, sendo estas normalmente as escalas de velocidade e comprimento turbulento. $k - \epsilon$, escolhido como o principal modelo de turbulência nesta dissertação, $k - \omega$ e SST $k - \omega$ (do inglês *shear stress transport*) são os modelos de turbulência mais comuns de entre os modelos de duas equações (Moukalled et al., 2015).

Modelo de Turbulência $k - \epsilon$

Este modelo de turbulência, apresentado pelos autores em (Jones & Launder, 1972), é o mais popular de todos os modelos de duas equações. As duas variáveis de transporte calculadas são a energia cinética turbulenta, k , e a taxa de dissipação turbulenta ϵ . O modelo em análise possui a capacidade de modelar com precisão escoamentos de camada de corte livre. Como limitações apresenta desvantagens na modelação de problemas com gradientes de pressão adversos, pelo que é um modelo que assume o escoamento turbulento e considera desprezável os efeitos de viscosidade molecular (Moukalled et al., 2015). Assume igualmente que a viscosidade turbulenta, μ_t , está associada à energia cinética turbulenta e à taxa de dissipação turbulenta, através da equação 2.20.

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (2.20)$$

As equações de transporte do modelo $k - \epsilon$, usadas para resolver as variáveis de transporte k e ϵ , são as seguintes:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \rho \epsilon + P_{kb} \quad (2.21a)$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \epsilon) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{\epsilon 1} \frac{\epsilon}{k} P_k - C_{\epsilon 2} \rho \frac{\epsilon^2}{k} + C_{\epsilon 1} \frac{\epsilon}{k} P_{\epsilon b} \quad (2.21b)$$

onde o termo P_k representa a produção de turbulência devida às forças viscosas, $P_{\epsilon b}$ e P_{kb} representam a influência das forças de flutuabilidade (do inglês *buoyancy forces*) e $C_{\epsilon 1}$, $C_{\epsilon 2}$, C_μ , σ_k e σ_ϵ são constantes.

Referenciado como o mais comum e bem sucedido modelo de duas equações (Vasco de Brederode, 2018), foi igualmente comparado com outros modelos de turbulência no que diz respeito a análise de hélices. Em Triet, Thien, and Hieu (2018), aplicando o presente modelo de turbulência, os autores apresentam diferenças nos valores experimentais e nos resultados da simulação inferiores a 10 %. Em Kutty and Rajendran (2017), os autores apresentam o erro relativo dos resultados computacionais com os experimentais, de três modelos de turbulência distintos, verificando que este é inferior a 5 % para todos os modelos. Em Fernandes (2021), o autor aplicou igualmente o modelo de turbulência $k - \epsilon$, obtendo erros inferiores a 10 %, para valores de *thrust* produzido pelo hélice. Neste sentido, com a descrição do modelo efetuado anteriormente e verificando resultados computacionais concordantes com os experimentais, optou-se por adotar este modelo de turbulência.

2.3.3 Modelação junto da parede

Na análise CFD, os escoamentos são significativamente afetados pela presença de paredes, onde os efeitos da viscosidade são predominantes, provocando elevados gradientes de velocidade. Neste sentido, de forma a capturar estes gradientes, a região da camada limite requer uma análise mais detalhada e precisa, pelo que são adotadas as funções de parede (do inglês *wall functions*) que modelam o escoamento nesta região. Referido na bibliografia (Bengt et al., 2011), a camada limite turbulenta, de espessura máxima δ_{BL} , pode ser dividida em região exterior, $0.2\delta_{BL} < y < \delta_{BL}$ e interior, $0 < y < 0.2\delta_{BL}$. Esta última região é dividida novamente em três subcamadas. A camada mais próxima da parede designa-se por sub-camada linear, $0 < y^+ < 5$, a sub-camada intermédia é designada por camada tampão (do inglês *buffer sub-layer*), $5 < y^+ < 30 - 50$. Estas duas camadas definem a sub-camada viscosa (do inglês *viscous sublayer*). A camada localizada na zona mais exterior é denominada de sub-camada turbulenta (do inglês *fully turbulent sub-layer*), $30 - 50 < y^+ < 400$, onde y^+ representa a distância adimensional normal à parede e é definido através da equação 2.22 (Vasco de Brederode, 2018).

$$y^+ = \frac{yu^*}{\nu} \quad (2.22) \quad U^+ = \frac{U_\infty}{u^*} \quad (2.23) \quad u^* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (2.24)$$

Onde u^* representa a velocidade de referência baseada na tensão de corte (ou velocidade de fricção da parede), τ_w a tensão de corte na parede e U^+ a velocidade adimensional.

Na sub-camada linear, o escoamento é considerado laminar, pelo que os efeitos viscosos são predominantes. É definida como a região onde a tensão viscosa é dominante e as flutuações turbulentas são reduzidas (Bengt et al., 2011). Nesta região a relação entre U^+ e y^+ apresenta uma evolução exponencial. A sub-camada intermédia é referida como a região de transição, onde os efeitos de turbulência e viscosidade são importantes (Hirsch, 2007). Na sub-camada exterior, as flutuações turbulentas desempenham um papel importante, ao invés dos efeitos viscosos que são insignificantes (Bengt et al., 2011). Nesta região a relação entre U^+ e y^+ é estabelecida através de uma evolução linear, Figura 2.6.

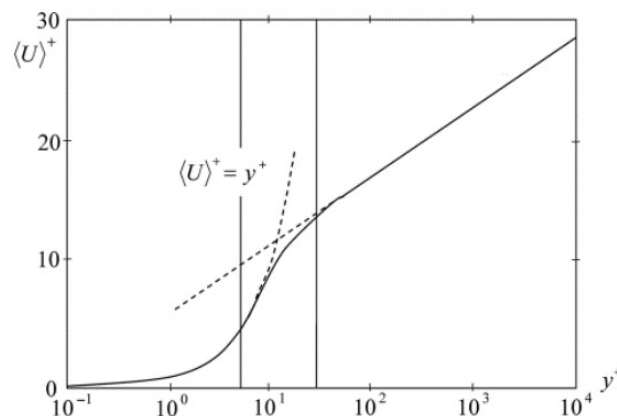


Figura 2.6: Perfil da velocidade na camada limite turbulenta (adaptado de Bengt et al. (2011)).

As funções de parede são, deste modo, aplicadas de forma a modelar a região da camada limite, estimando valores de velocidade, k e ϵ no modelo RANS. O uso destas funções semi-empíricas reduz a necessidade de um refinamento na camada limite em simulações CFD. Não obstante, estas equações

são necessárias, uma vez que modelos de turbulência específicos não são válidos na região próxima da parede. Escoamentos caracterizados por elevados números de Reynolds, exemplificado pelo modelo de turbulência $k - \epsilon$, evita a necessidade de resolver as *wall functions* junto à parede, afetada pela viscosidade. Este método é mais adequado para a região da sub-camada turbulenta, válida para $30 < y^+ < 300$ (Ansys Inc., 2013).

2.3.4 Multiple Reference Frame

Referido na secção 1, a presente dissertação visa analisar o comportamento de um corpo rotativo, pelo que é necessário estudar a metodologia adotada pelos múltiplos *softwares*. Diversos são os desafios de engenharia envolvendo corpos rotativos. Rotores em voo pairado, hélice para voo horizontal, aplicação marítima ou turbomáquinas são diversas aplicações de sistemas rotativos, sendo necessário perceber o comportamento do fluido em relação a um referencial rotativo. A metodologia adotada, é denominada na literatura por *Multiple Reference Frame* (MRF) (Hirsch, 2007; Wesseling, 2001).

Na implementação deste método, o domínio da simulação computacional é dividido em dois subdomínios que, por sua vez, correspondem a duas áreas de referência distintas – subdomínio rotativo que sofre o movimento de rotação/translação e o subdomínio estático (Ansys Inc., 2001). A velocidade relativa de cada subdomínio é calculada em relação ao movimento da região em análise, pelo que é convertida de um referencial móvel para o referencial inercial (estacionário) absoluto conforme descrito na equação 2.25.

$$\vec{v} = \vec{v}_r + (\vec{\omega} \times \vec{r}) + \vec{v}_t \quad (2.25)$$

Onde \vec{v} representa a velocidade no referencial inercial absoluto, \vec{v}_r a velocidade no referencial relativo e \vec{v}_t a velocidade de translação do referencial não inercial.

O domínio computacional é definido em relação ao referencial rotacional, de tal modo que um ponto neste domínio é caracterizado pelo vetor posição \vec{r} a partir da origem do referencial rotacional (Ansys Inc., 2001). Desta forma tem-se que $\vec{r} = \vec{x} - \vec{x}_0$, onde \vec{x} representa a posição em coordenadas cartesianas absolutas do ponto e \vec{x}_0 a origem do referencial rotacional, conforme a Figura 2.7.

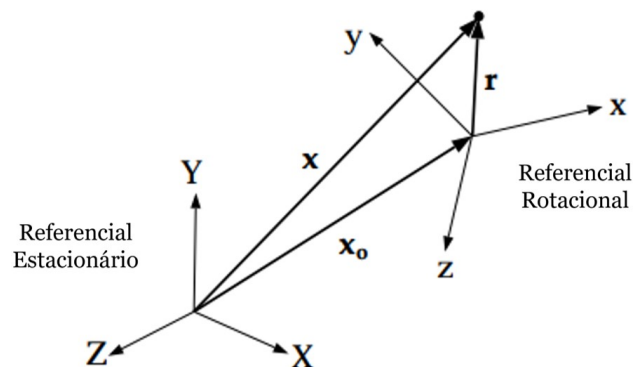


Figura 2.7: Sistema de Coordenadas para a Velocidade Relativa (adaptado de Ansys Inc. (2001)).

As equações governantes que predominam em cada subdomínio rotativo são obtidas em relação ao *frame* de referência desse subdomínio (Hirsch, 2007). Neste sentido, o escoamento nos subdomínios

estacionários é governado pelas equações de Navier Stokes apresentadas na secção 2.3.1, enquanto que o escoamento nos subdomínios rotativos é governado pelas seguintes equações:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \rho v_r = 0 \quad (2.26a)$$

$$\frac{\partial (\rho \vec{v})}{\partial t} + \nabla \rho v_r \vec{v} + \rho [2\vec{\omega} \times v_r + \vec{\omega} \times \vec{\omega} \times \vec{r}] = -\nabla p + \nabla \bar{\tau}_r + \vec{f} \quad (2.26b)$$

Sendo a equação da conservação da massa representada pela equação 2.26a e a equação de conservação da quantidade de movimento pela equação 2.26b. Nesta última formulação é possível observar dois termos adicionais de aceleração. Correspondem à aceleração de Coriolis: $2\vec{\omega} \times v_r$ e à aceleração centrípeta $\vec{\omega} \times \vec{\omega} \times \vec{r}$.

2.3.5 Discretização do Domínio

A discretização do domínio físico de uma célula, no domínio computacional, por meio de um processo de discretização espacial, é designada por geração da malha. É considerada uma etapa importante na análise CFD uma vez que os resultados da simulação, e respetiva precisão e velocidade, são influenciados pelas suas propriedades, tamanho e qualidade. A malha divide o domínio da solução num número finito de pontos no campo de escoamento e superfícies sólidas. Segundo Hirsch (2007), a malha pode ser classificada em duas categorias: malha estruturada e malha não estruturada, com diversas sub-categorias cada.

A malha estruturada apresenta uma distribuição regular e adequada na camada limite e consiste em quadriláteros (para domínios 2D) ou hexaédricos (para domínios 3D). Os elementos são dispostos em famílias de linhas que se cruzam, pelo que atravessam cada elementos de outra família apenas uma vez. Os elementos de uma determinada família nunca se cruzam entre si. É considerada a malha mais simples, uma vez que os elementos da malha apresentam o seu referencial alinhado com o sistema de coordenadas cartesiano. Cada ponto apresenta quatro elementos vizinhos em malhas 2D e seis elementos vizinhos em malhas 3D, sendo possível a definição de cada elementos pela sua posição em cada uma das dimensões do espaço (i, j, k) (Moukalled et al., 2015).

De forma a dar necessidade a refinamentos pontuais, é possível realizar um aumento da complexidade da malha, onde ocorre a variação do espaçamentos entre elementos da mesma, observando-se regiões com uma maior densidade de elementos, resultando numa malha cartesiana não uniforme. Outro modo de refinamento local, ocorre quando a malha cartesiana é subdividida em menores elementos de forma a adaptar-se à geometria, formando uma malha *quadtree-octree* (Figura 2.8 (a)). Na presença de superfícies curvilíneas, a malha estruturada é capaz de ajustar-se à geometria, garantindo suavidade e a continuidade dos tamanho dos elementos. Nestes casos, a malha pode apresenta diferentes tipos de configuração: tipo-H, tipo-C (Figura 2.8 (b)), tipo-O e tipo-I. É igualmente possível a combinação dos diferentes tipos de malha apresentados anteriormente, com aplicação mais complexa, denominada de malha estruturada por blocos (do inglês *multi-block grids*). Outra alternativa à malha estruturada por

blocos é a técnica apelida de "chimera". A malha gerada independente em torno de uma geometria, é sobreposta a uma outra malha independente, fixa no fundo (Hirsch, 2007).

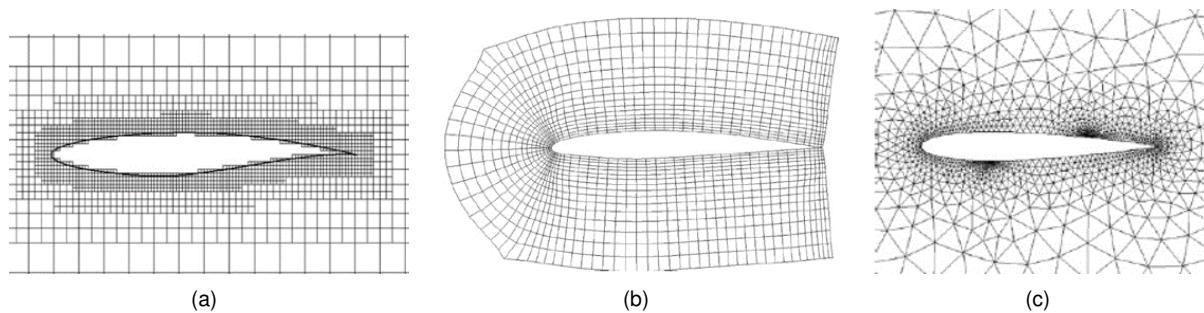


Figura 2.8: Diferentes tipos de malha: (a) Malha estruturada *Quadtree*, (b) Malha curvilínea estruturada do tipo-C, (c) Malha não estruturada triangular, (adaptado de Hirsch (2007)).

A malha não estruturada tem vindo a tornar-se, progressivamente, a abordagem dominante na análise CFD. Esta oferece mais flexibilidade na geração da malha em geometrias mais complexas, sendo deste modo o refinamento local mais fácil de ser implementado. Como pontos negativos apresenta um trabalho computacional elevado a nível da geração da malha e do pré-processamento, o que aumenta consideravelmente o tempo computacional (Hirsch, 2007). Os elementos podem apresentar diferentes formas, entre elas triangular/tetraédrica (Figura 2.8 (c)), quadrilateral/hexaédrica para um domínio 2D/3D, respetivamente, e por último, uma combinação de tetraédros, pirâmides e prismas – malha híbrida não estruturada. Em comparação, é referido que os elementos hexaédricos apresentam vantagens sobre os tetraédricos, em termos de requisitos de memória e precisão. Por outro lado, para geometrias curvilíneas acentuadas, a geração de elementos hexaédricos é mais difícil apresentando uma qualidade ortogonal reduzida (Hirsch, 2007).

2.3.6 Modelos de Discretização

Em CFD, soluções analíticas para as equações de Navier-Stokes são aplicadas apenas para escoamento simples em condições ideais. De forma a obter soluções reais é adotada uma abordagem numérica, onde as equações diferenciais parciais de dinâmica de fluidos, que representam leis de conservação, são substituídas por um sistema de equações algébricas discretas.

Hirsch (2007), afirma que existem três métodos fundamentais referentes à discretização: Método das diferenças finitas (FDM, do inglês *Finite Difference Method*), Método dos elementos finitos (FEM, do inglês *Finite Element Method*) e Método dos volumes finitos (FVM, do inglês *Finite Volume Method*).

Em todas as abordagens o foco situa-se na substituição da solução exata contínua da equação diferencial por valores discretos. Estes valores são calculados tendo como base um conjunto de equações algébricas, que relacionam os valores entre si, por meio de elementos vizinhos da malha.

O FDM é apresentado como o método mais tradicional e antigo, pelo que continua a ser o método de referência para outros estudos de discretização. É maioritariamente aplicado na prática de malhas estruturadas. O segundo método, FEM, é o mais conhecido no âmbito da mecânica estrutural, não sendo tão utilizado em análises CFD. A última abordagem apresentada é o FVM, sendo atualmente o

método mais aplicado nas análises e *softwares* computacionais CFD (Hirsch, 2007).

Esta abordagem envolve, como ponto inicial, a discretização do domínio espacial em elementos não sobrepostos ou volumes de controlo finitos, usando uma malha. As equações diferenciais parciais são discretizadas em equações algébricas integrando-as sobre cada elemento discreto. O sistema de equações algébricas é então resolvido para calcular os valores da variável dependente para cada um dos elementos/volume de controlo finito.

No que diz respeito ao volume finito usado para a discretização no método FVM, apresentam-se duas possíveis disposições. A disposição da célula centrada (do inglês *cell-centered*) e a disposição centrada no vértice (do inglês *vertex-centered*).

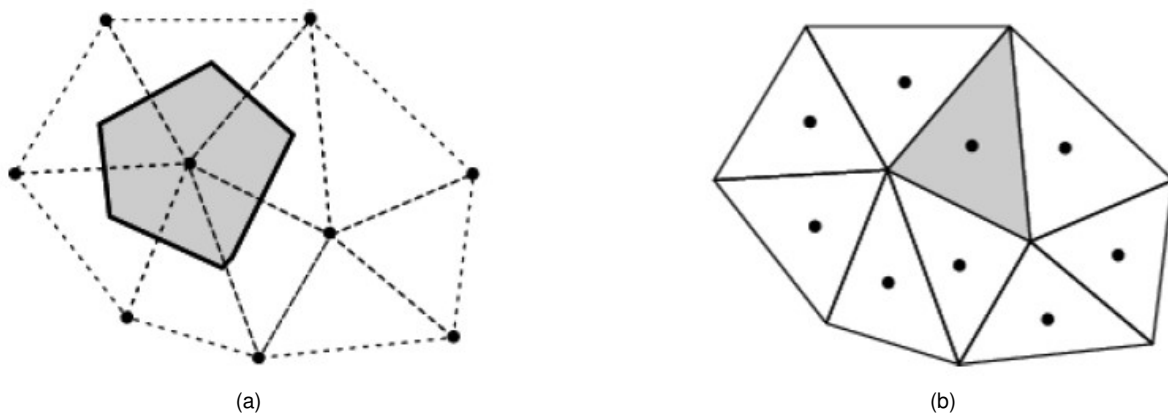


Figura 2.9: Volume finitos (adaptado de Acharya (2016))(a) Disposição centrada no vértice; (b) Disposição de célula centrada.

O primeiro método (Figura 2.9 (b)) é referido como o mais comum na análise CFD e é aplicado nos *softwares* *OpenFoam* e *Ansys - Fluent*. As próprias células servem como volumes de controlo e as variáveis, e suas quantidades, são armazenadas no centróide da célula. Por outro lado, o método *vertex-centered* é aplicado nos *softwares* *Ansys - CFX* e *SU2* pelo que o volume de controlo é constituído pela combinação de elementos em torno do vértice (Figura 2.9 (a)). O valor das variáveis são armazenados no vértice (Acharya, 2016).

A metodologia de CFD, referido na bibliografia (Moukalled et al., 2015), é classificada de acordo com o tipo de *solver*. Métodos baseados especificamente na densidade e baseados na pressão. Na indústria aeronáutica, os métodos baseados na densidade têm dominado as simulações perante regimes transónicos e supersónico, enquanto que os métodos baseados na pressão são mais adequados para baixos números de *Mach*, onde o escoamento incompressível prevalece. O algoritmo SIMPLE (do inglês *Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations*) é o método baseado na pressão mais comum na aplicação CFD (McDonough, 2007).

Este último método foi desenvolvido por diversos autores e apresenta melhorias, pelo que a sua aplicação foi estendida a todos os regimes de velocidades (Moukalled et al., 2015). Na presente dissertação este último método irá ser utilizado devido aos regimes de voo do UAV em desenvolvimento.

Nesta abordagem a solução é baseada na reformulação das equações de Navier Stokes em termos da equação de momento e da pressão. Estas equações são discretizadas e resolvidas separadamente de forma a garantir a conservação da massa e do momento. A equação da pressão é obtida através da combinação das equações semi-discretizadas de momento e continuidade (Moukalled et al., 2015).

2.3.7 Selecção do Software

De forma a realizar as simulações CFD, foi necessário, numa fase inicial, seleccionar o *software* mais adequado. Ferramentas *open source* e comerciais foram analisadas, entre eles o *SU2*, *OpenFOAM* e *Ansys*.

SU2 é um *software* de código aberto com base em programação C++. É um pacote de otimização, e análise e design computacional, desenvolvido de forma a resolver problemas multifásicos descrito por equações diferenciais parciais, aplicando malhas não estruturadas. É possível implementar novos pacotes de modo a resolver diversos problemas desde elasticidade, escoamento potencial, escoamento de reação química, ente outros. É um *software* que se encontra em constante desenvolvimento e melhoramento por parte de diversas pessoas (SU2, 2021).

OpenFOAM é igualmente um software CFD de código aberto, com o seu primeiro lançamento em 2004. A nível de aplicação, apresenta a capacidade de resolver vários problemas desde escoamento turbulento, transferência de calor ou reações químicas. À semelhança do *software* anterior, este encontra-se em constante desenvolvimento por parte de diversos parceiros (OpenCFD Ltd, 2021).

Relativamente ao *Ansys*, este *software* é um pacote que contém uma ampla variedade de sistemas de análise e aplicação no setor da engenharia. Análise estrutural, CFD ou análise elétrica são um exemplo de aplicações presentes no pacote. Referente a simulações do escoamento, os sistemas de análise apresentados são o *Fluent* e *CFX* (Ansys Inc., 2021). De acordo com a bibliografia, descrito em (Yener, 2019), a sua aplicação em diversos projetos é recorrente devido à disponibilização de uma versão gratuita de aluno, pelo que os resultados obtidos são precisos. Neste sentido, esta ferramenta é usada numa fase prematura de forma a analisar possíveis erros e realizar testes iniciais.

Uma vez a AFA deter a licença académica para o pacote *Ansys 2019*, sem qualquer tipo de restrições, o mesmo foi o escolhido para as simulações CFD apresentadas no decorrer da dissertação. De entre os pacotes *CFX* e *Fluent*, apesar de este último apresentar uma interface com o utilizador mais amigável, o pacote *CFX* foi seleccionado. O *Ansys - CFX* é recomendado para aplicações em turbomáquinas pelo que o elevado desempenho para este tipo de aplicações ajudará a reduzir o tempo computacional (Ansys Inc., 2021).

2.4 Considerações Sobre os Softwares Aplicados

2.4.1 XFLR5

XFLR5 é uma ferramenta de código aberto que permite realizar análises de estabilidade e aerodinâmica de geometrias 2D, perfis de asa, e geometrias 3D, asas e aeronaves, a número de *Reynolds*

reduzidos. Nas análise 2D o *software* tem por base a ferramenta *XFOIL*, capaz de realizar uma análise invíscida ou viscosa do escoamento. Permite igualmente ter em conta uma possível transição e/ou separação da camada limite. Nas análises 3D tem por base a a Teoria da Linha de sustentação (do inglês *Lifting Line Theory*), o Método de Malha de Vórtice (do inglês *Vortex Lattice Method*) e o método dos painéis (do inglês *Panel Method*).

No presente projeto apenas a análise utilizando a ferramenta *XFOIL* é aplicada. Os perfis a analisar são importados e posteriormente reajustado consoante o parâmetro *thickness ratio* pretendido. Através da ferramenta *XFOIL Direct Analysis*, para cada perfil, é possível retirar os parâmetros de estudo necessário para o projeto, como o *Lift* e o *Drag*. Como *input*, o utilizador define o número de *Reynolds*, o número de Mach e o ângulo de ataque de cada perfil.

2.4.2 SolidWorks

SolidWorks é um *software* de CAD (do inglês, *Computer-Aided Design*) pertencente à *Dassault Systèmes* e baseia-se na computação paramétrica permitindo a criação de objetos com a modelação tridimensional. A criação de um sólido inicia-se com a conceção de uma ou várias peças num *sketch* 2D, pelo que de seguida são transformados, através de uma operação, num modelo 3D. Esta ferramenta permite igualmente a modelação de objetos mais complexos simulando o seu movimento sendo possível observar possíveis falhas. Esta ferramenta apresenta diversas capacidade, apresentando como exemplo a análise de escoamento interno e externo através de método computacionais, *CFD*.

A obtenção deste *software* ocorreu através da licença presente na AFA, sendo possível a sua utilização sem qualquer tipo de restrições. Na presente dissertação o *SolidWorks* é usado de forma a modelar objetos tridimensionais e posteriormente importados e analisados pelo *software Ansys-CFX*.

Capítulo 3

Design Conceptual

A fase conceptual é considerada a etapa inicial do projeto onde diversas considerações são estabelecidas nas diferentes áreas de desenvolvimento e estudo de um VANT. Do ponto de vista do sistema propulsivo, realizou-se um estudo de mercado dos diferentes componentes assim como uma atribuição de valores iniciais com base nos requisitos do projeto.

A presente etapa, encontra-se na sua totalidade no artigo publicado e revisto por pares, elaborado em conjunto pelos quatro mestrandos (Alves et al., 2021). Detalhes da presente fase encontram-se em pormenor, nas respetivas teses, referente às suas áreas de estudo, viz, (Coelho, 2021), (Alves, 2021) e (Sá, 2021).

Com base na proposta de projeto e nos requisitos da missão, foi definido o perfil da missão, ilustrada na Figura 3.1. O UAV inicia a sua missão com descolagem vertical (1-2), seguida de uma transição para voo horizontal (2-3). Estes segmentos ocorrem apenas com suporte a baterias, pelo que é na presente fase que o sistema da FC inicia o seu funcionamento, e as baterias VTOL são desligadas. De seguida, a aeronave efetua a fase de subida convencional (3-5), dividida em dois segmentos, e inicia a missão cruzeiro/*loiter* (5-8) ao atingir a altitude de 5000 pés. No final do segmento de cruzeiro, a aeronave efetua uma descida convencional (8-9) e executa um circuito de aterragem (9-10), após o qual, o sistema propulsivo VTOL é acionado novamente para realizar a descida vertical (10-11).

Como referenciado, as fases de subida e descida vertical são alimentadas por baterias, enquanto os segmentos de voo horizontal são alimentados por uma FC, com auxílio de uma bateria adicional de forma a suportar picos de potência (Alves et al., 2021).

3.1 Estimativas Iniciais

Numa fase inicial do design conceptual e após a definição e seleção do VANT através do *analytic hierarchy process* descrito em (Alves et al., 2021), definiu-se o número de rotores presentes na configuração VTOL e voo horizontal. Neste sentido definiram-se quatro rotores e uma hélice para os modos de voo vertical e horizontal, respetivamente.

de 90 % (Dündar et al., 2020; Wikman & Andersson, 2020).

Em relação à FC, fonte principal de energia, tendo como base o estudo de mercado do tipo PEMFC, verificou-se que estas apresentam uma eficiência entre 40 % e 60 % (Dutczak, 2018; Krawczyk et al., 2014; Wikman & Andersson, 2020). Posto isto, considerou-se uma eficiência de 50 %.

Na tabela seguinte é possível observar o valor das eficiências do sistema propulsivo atribuídas como estimativas iniciais na fase conceptual do projeto.

Tabela 3.1: Estimativas iniciais para as eficiências.

η_{pr}	η_{ESC}	η_{motor}	η_{FC}
0.65	0.95	0.9	0.5

Estimativas iniciais da relação potência/peso:

De forma a estimar o peso do sistema propulsivo, numa primeira aproximação, procedeu-se à atribuição do valor da relação de potência/peso [kW/kg] dos componentes. A respeito dos motores do modo vertical, face à experiência e conhecimento por parte do CIAFA, foram analisados, numa fase primária, motores elétricos da empresa *T-Motor*. Para este estudo teve-se em consideração diversos aspetos: o peso máximo à descolagem de 25 kg ; a aeronave apresentar uma configuração de 4 motores para o modo *VTOL*, pelo que cada motor deve debitar aproximadamente 6 kg ; e por último, em modo vertical os motores não se encontram a operar a 100 % ($\approx 70-80\%$), valor este recomendado por parte dos operadores de VANT. Pela análise da Tabela 3.2, referente aos motores elétricos estudados numa fase prematura, considerou-se atribuir um valor intermédio de 4.5 kW/kg para a relação potência/peso dos motores do modo vertical.

Tabela 3.2: Análise do mercado de motores para voo vertical.

Motor	Potência Nominal $\approx 80\%$ [W]	Peso [kg]	Relação Potência/Peso [kW/kg]
P80III Pin KV100	2335	0.649	3.598
V605 KV210	1827.49	0.310	5.895
V505 KV260	1451.23	0.215	6.750
V602 KV180	1147.41	0.300	3.825

Referente ao motor de voo horizontal, igualmente face aos dados recolhidos no CIAFA, foram analisados motores elétricos referentes à empresa *Hacker* e *T-Motor* (ver Tabela 3.3), viz, (Hacker, 2021; *T-Motor*, 2021). Com base no peso máximo à descolagem da aeronave, na sua velocidade máxima de cruzeiro, e perante a literatura (Gavrilovic, Vincekovic, & Moschetta, 2019), optou-se por analisar motores elétricos capazes de produzir uma potência de 1500 W . Desta forma, face aos motores analisados nesta fase, atribuiu-se o valor de 3.5 kW/kg para a relação potência/peso do motor para voo nível.

Por forma a finalizar os componentes do sistema propulsivo realizou-se uma análise de mercado de ESC de forma a estimar igualmente a relação potência/peso do elemento. Para este estudo obtiveram-se dados da empresa *KDEDirect* apresentados na Tabela 3.4. Pela sua análise considerou-se atribuir o valor de 20 kW/kg para a relação potência/peso dos ESC.

Tabela 3.3: Análise do mercado de motores para voo horizontal.

Motor	Potência Nominal [W]	Peso [kg]	Relação Potência/Peso [kW/kg]
Hacker A60-5S V4	1591	0.595	2.674
Hacker A60-5XS V4	1870	0.480	3.896
T-Motor AT4125 long shaft	1554	0.355	4.378

Tabela 3.4: Análise do mercado do componente ESC.

ESC	Potência Máxima Contínua [W]	Massa [kg]	Relação Potência/Peso [kW/kg]
KDE-UAS40UVC	2070	0.110	18.818
KDE-UAS55HVC	2440	0.096	25.417
KDE-UAS35HVC	1555	0.084	18.512

Valores iniciais considerados:

Outros parâmetros foram tidos em conta nas estimativas iniciais referentes ao design conceptual dos rotores, entre os quais a carga no disco (do inglês *disk loading*), o fator de potência induzida, k_i , a solidez do rotor (do inglês *rotor solidity*), o coeficiente de resistência aerodinâmica da pá e a velocidade da ponta da pá (do inglês *tip velocity*). Todas as propriedades foram essenciais para os cálculos iniciais de potência em voos pairado e vertical apresentados na fase concetual (Alves et al., 2021).

Neste seguimento, numa primeira abordagem o parâmetro *disk loading* foi considerado como uma variável de design no otimizador e definido de acordo com alguns dados empíricos. Com base na Figura 3.2, adaptada de Maisel, Giulianetti, and Dugan (2000) e tendo como base os requisitos do projeto, foram atribuídos os limites inferior e superior introduzidos no otimizador.

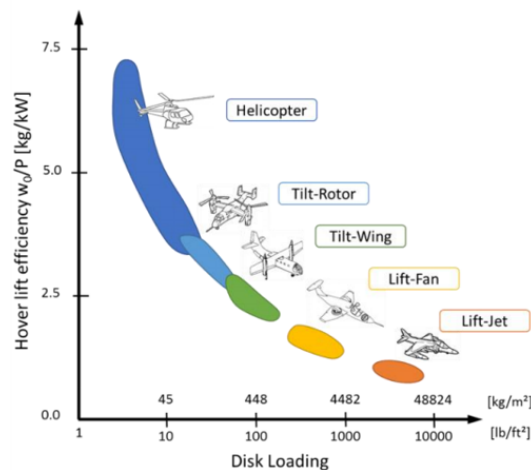


Figura 3.2: Valores tipo de *Disk Loading* para diversas configurações.

Para o limite inferior atribuiu-se 12 kg/m^2 . Este valor teve como base diminuir o peso máximo à decolagem para cerca de 18 kg e aumentar o raio dos rotores para cerca de 70 cm . Para o limite superior, o peso à decolagem foi definido no valor máximo presente nos requisitos – 25 kg . O raio dos rotores foi estabelecido a 40 cm pelo que o valor do limite máximo do parâmetro *disk loading*

estabeleceu-se nos 58.59 kg/m^2 . Os valores definidos encontram-se na gama de valores de *disk loading* para helicópteros como apresentado na Figura 3.2, pelo que se considerou serem valores aceitáveis para estimativas iniciais. De realçar que o valor retirado do otimizador, numa fase posterior, será reajustado consoante os rotores escolhidos para o modo vertical.

No que diz respeito ao valor do factor de potência induzida, k_i , este foi estabelecido em 1.2. Este parâmetro tem em conta aspetos de resistência aerodinâmica e ineficiência dos rotores como por exemplo perdas na ponta da pá do rotor, escoamento não uniforme e efeitos de remoinho. O valor assumido está de acordo com o sugerido na literatura (Johnson, 2012; Seddon & Newman, 2011).

A solidez do rotor, parâmetro que relaciona a área das pás e a área do disco, foi igualmente considerado como estimativa inicial. Pela literatura, (Leishman, 2006), este valor encontra-se entre 0.06 e 0.12 para helicópteros, pelo que se atribuiu o valor de 0.1.

A respeito do coeficiente de resistência aerodinâmica do perfil do rotor (do inglês *blade average drag coefficient of the blade*), este valor é definido por uma curva polar experimental variando com o perfil considerado assim como com o ângulo de ataque. Este valor varia igualmente com a altitude de operação pelo que pode oscilar entre 0.008 e 0.035 (Petrović, Stupar, Kostić, & Simonović, 2010). Referente a helicópteros, a bibliografia atribui este valor próximo de 0.01 (da Ponte, 2016; Leishman, 2006). Neste sentido, optou-se por atribuir o valor de 0.012.

Relativamente à velocidade na ponta da pá, Leishman (2006), afirma a presença de dois parâmetros que são necessários a ter em conta na atribuição deste valor. Os efeitos de compressibilidade e o ruído. Neste sentido, face aos valores de *Mach* na ponta da pá definidos pela bibliografia de 0.55, 0.60 e 0.65 para helicópteros, decidiu-se atribuir o valor de 0.55 (Leishman, 2006).

Outra estimativa inicial que se teve em consideração, foi a massa de hidrogénio necessária para operação. Este valor foi calculado tendo como base a equação 3.1, considerada para a obtenção da distância percorrida, *Dist*, por aeronaves de propulsão elétrica (Raymer, 1992):

$$Dist = E_{bat}^* \frac{W_{bat}}{W_{tot}} \frac{L}{D} \frac{1}{g} \eta_{pr} \quad (3.1)$$

$$U_{cr} \times End = \frac{E_{bat}}{W_{tot}} \frac{L}{D} \frac{1}{g} \eta_{pr} \quad (3.2)$$

Onde U_{cr} representa a velocidade de cruzeiro da aeronave, End representa a autonomia de voo, g a aceleração da gravidade, W_{tot} a massa total da aeronave, W_{bat} a massa de baterias, L/D a eficiência aerodinâmica, E_{bat}^* a energia específica da bateria, E_{bat} a energia total da bateria e η_{pr} o rendimento do hélice considerado anteriormente. Reformulando a equação 3.1, obtém-se a equação 3.2, pelo que combinando com a equação 3.3, obtida de *Intelligent Energy* (2020), tem-se a equação 3.4, representado deste modo o processo de obtenção da massa de hidrogénio numa fase inicial.

$$H2_{cons}[g/h] = \frac{P}{E_{H2}^* \cdot \eta_{FC}}, \quad E_{H2}^* = 33.3 [Wh/g] = 120 [MJ/kg], \quad (3.3)$$

$$\frac{W_{H2}}{W_{tot}} = \frac{U_{cr} \cdot End \cdot g}{E_{H2}^* \cdot \eta_{pr} \cdot \eta_{FC} \cdot \frac{L}{D}} \quad (3.4)$$

Com base nos requisitos do projeto e nos valores iniciais justificados anteriormente, presentes na Tabela 3.5, obtém-se desta forma uma estimativa de massa de hidrogénio, W_{H_2} , que será necessário fornecer à célula de combustível. Para o valor do parâmetro L/D, considerou-se atribuir um valor inicial compreendido entre 12 e 20, tendo como base a bibliografia (Corke, 2003; Raymer, 1992). Este valor não foi considerado em cálculos futuros, pelo que os valores de C_L e C_D foram posteriormente obtidos por equações empíricas (Raymer, 1992). Para o valor da velocidade considerou-se um valor intermédio de 40 kts, pelo que para o valor de autonomia considerou-se um tempo de voo de 3 h (maior do que as 2h estabelecidas como requisito). Deste modo, e com base nos valor presentes base na Tabela 3.5, tem-se que a estimativa de consumo de hidrogénio pela FC seja superior a 100 g.

Tabela 3.5: Valor dos parâmetros a aplicar na equação 3.4.

U_{cr} [m/s]	W_{tot} [Kg]	End [s]	g [m/s ²]	η_{pr}	η_{FC}	L/D
20.58	25	10800	9.81	0.65	0.5	12-20

No que diz respeito à análise dos depósitos de combustível, perante a estimativa do valor de hidrogénio consumido pela célula de combustível, W_{H_2} , foi possível realizar um estudo de tanques disponíveis para VANT e capazes de suportar a quantidade de combustível estimada.

Como valor inicial a ter em consideração para a estimativa do peso máximo à descolagem da aeronave, foram analisados diversos tanques de combustível em relação à massa de hidrogénio armazenado por massa de cilindro, wt%. Os resultados da pesquisa tiveram como base a bibliografia (*Intelligent Energy*, 2020) e encontram-se na Figura 3.3.

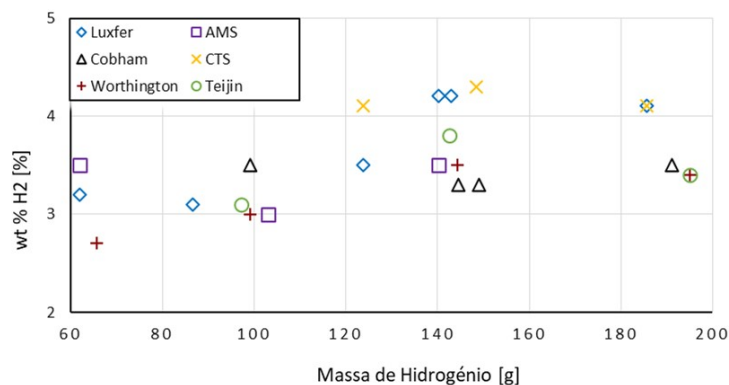


Figura 3.3: Massa de hidrogénio armazenado por massa de cilindro (adaptado de *Intelligent Energy* (2020))

De acordo com o valor estimado da massa de hidrogénio consumida pela FC, e perante os resultados da pesquisa, pode-se constatar que para valores superiores a 100g de hidrogénio, a relação entre a massa de hidrogénio armazenado por massa de cilindro, é maioritariamente superior a 3.5 %, pelo que este valor foi considerado como uma estimativa inicial para obtenção do peso máximo à descolagem do VANT.

3.2 Seleção da Fuel Cell

Numa fase prematura do projeto e perante os objetivos da dissertação, procedeu-se à pesquisa de diversas células de combustível. Este estudo de mercado teve como objetivo realizar uma análise das características a nível de potência e massa do componente, assim como o tipo de FC aplicada na generalidade em VANTs e o tipo de combustível operado na célula.

Referido anteriormente, na secção 2.2, as células de combustível do tipo PEM são as mais comuns na aplicação em VANTs, pelo que, desta forma, o estudo de mercado considerou apenas este tipo de FC. Associada à propulsão elétrica, a equação 3.5 (Raymer, 1992) foi reajustada e aplicada de forma a analisar uma estimativa inicial de potência, P_{FC} debitada pela célula de combustível (equação 3.6).

$$\frac{W_{bat}}{W_{tot}} = \frac{1000 \cdot E_{nd} P_{FC}}{E_{bat}^* \cdot \eta_s W_{tot}} \quad (3.5)$$

$$W_{H2} = \frac{1000 \cdot E_{nd} \cdot P_{FC}}{E_{H2}^* \cdot \eta_s} \quad (3.6)$$

Onde η_s representa a eficiência total do sistema da célula de combustível ao motor (FC, ESC e motor). Neste sentido, com base na equação acima e perante os valores apresentados das estimativas iniciais, optou-se por analisar FC capazes de debitar uma potência superior a 700 W. De realçar que este valor é inferior ao obtido através da equação 3.6, tendo sido considerado um valor conservativo.

O resultado da pesquisa inclui um total de seis células de combustível aplicáveis que apresentam parâmetros positivos em concordância com a proposta do projeto: Powerpack (DM15 / DP15) da Doosan, ProGen1Kw da Plug Power, Protium-1000 da Spectronik, IE-Soar™ 800W da Intelligent Energy, 2xIE-Soar™ 650W em paralelo da Intelligent Energy e célula de combustível de 1KW da Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto (FEUP). Normalmente, uma bateria é integrada no sistema de célula de combustível para sustentar picos de energia pontuais. As principais características são apresentadas na Tabela 3.6, de acordo com a informação fornecida pelos fabricantes, viz. (Doosan Mobility Innovation, 2021), (Plug Power, 2020), (Spectronik, 2021) e (Intelligent Energy, 2021).

Tabela 3.6: Estudo de mercado realizado para as células de combustível.

	Powerpack (DM15/DP15)	Plug Power's ProGen	Protium -1000	IE-Soar™ 800W	2xIE-Soar™ 650W	FEUP's Fuel cell
Potência Nominal [W]	1200	1000	1000	800	1300	1000 ¹
Massa [kg]	2.900	3.200	3.670	0.930	1.620	1.5 ¹
Relação Potência / Peso [W/kg]	413.79	312.5	272.48	860.22	802.47	1000 ¹²

Perante as opções apresentadas, optou-se por selecionar as células de combustível pertencentes à empresa *Intelligent Energy*. A escolha de ambas deveu-se ao facto de apresentarem a melhor relação Potência/Peso entre as células de combustível presentes no estudo de mercado.

Para efeitos de estudo e análise, na fase conceptual, foi tida em consideração a *fuel cell* de 800W, onde são apresentadas três soluções distintas para o valor de peso máximo à descolagem tendo sido

¹Valor obtido numa reunião, em Fevereiro 2021, com o Doutor Professor Paulo Ribeirinha da FEUP

²Objetivo pretendido pela FEUP no final do desenvolvimento do projeto

nesta fase aplicadas estimativas iniciais. Todos os parâmetros iniciais considerados encontram-se presentes em (Alves et al., 2021).

Capítulo 4

Design Preliminar

A fase preliminar é caracterizada pelo desenvolvimento mais aprofundado do projeto conceptual, sendo que ambas as fases são iterativas. Deste modo, no decorrer do processo, verificou-se a necessidade de aprimorar os valores das estimativas iniciais, pelo que foram efetuados estudos mais detalhados.

Na presente fase é efetuada a seleção dos componentes, desde o tanque de combustível, baterias e motores em ambos os modos de voo. Neste capítulo é igualmente realizada uma análise preliminar das hélices por forma a decidir, de entre estas, quais serão estudados na fase detalhada, posteriormente. Finalizado este capítulo, é apresentada a massa do sistema propulsivo total da aeronave que se encontra a ser desenvolvida.

4.1 Sistema propulsivo para modo VTOL

4.1.1 Seleção do motor elétrico e ESC

No capítulo anterior foram analisados e mencionados diversos motores referente ao modo de voo vertical, onde foram apresentados a sua potência nominal, massa e relação potência/peso. Contudo, nesta secção é realizada a seleção do motor respetivo a este modo de voo de forma a incorporar na aeronave consoante as suas características.

Face aos motores apresentados e analisados, o motor elétrico selecionado foi o *V605 KV210* pertencente à empresa *T-Motor*. Como ponto de vantagem, a escolha recaiu face a uma fiabilidade de operação dos motores por parte da empresa *T-motor*, segundo a experiência adquirida no CIAFA, e às características do mesmo, nomeadamente, peso e *thrust* debitado a 70-80 % da potência máxima.

Tendo como base o valor não conservador de 20.4 *kg* de peso máximo à descolagem, valor obtido como estimativa inicial em (Alves et al., 2021), verifica-se que cada motor deve debitar cerca de 5.1 *kg* de forma a realizar voo vertical. Face aos motores apresentados, foi possível constatar que o motor *V605 KV210* apresenta uma margem superior de *thrust* quando a operar a 80% em comparação com os motores *V505 KV260* e *V602 KV180* – ver Tabela 4.1. Não obstante de ser o motor mais pesado de entre os três mencionados, a margem que este motor apresenta de *thrust* face aos restantes é

uma vantagem na sua escolha, pelo que o aumento de peso não tem um grande impacto no design da aeronave. Igualmente pela Tabela 4.1 verifica-se que o motor *V602 KV180* apresenta uma margem de *thrust* considerável, no entanto a sua massa é praticamente semelhante ao do motor *V605 KV210* apresentando uma relação potência/peso inferior como observado na Tabela 3.2.

Tabela 4.1: Valor de *thrust* produzido pelos motores de VTOL a 80 % com a hélice recomendada.

	V605 KV210	V505 KV260	V602 KV180
thrust a 80% [g]	9108	6292	6986

Na Figura 4.1 é possível observar o motor *V605 KV210* seguido das suas características – Tabela 4.2.



Figura 4.1: Motor elétrico VTOL V605 KV210 (adaptado de *T-Motor* (2021)).

Tabela 4.2: Características principais do motor V605 KV210.

Massa [g]	Diâmetro [mm]	Tensão nominal [Volts]	Potência Máxima [W]
310	38.8	42-52	3200 por 180s

Para o motor selecionado o fabricante recomenda o ESC *FLAME 80A 12S V2.0*. Ambos os componentes, motor e ESC operam a 12S, 42-52V, com baterias LiPo.

4.1.2 Seleção da hélice

Após a seleção do motor elétrico para voo vertical procedeu-se à escolha do rotor. Seguindo a recomendação da empresa, esta apresentada para o motor elétrico selecionado o rotor *T-motor V22x7.4*, de forma a aumentar a eficiência do conjunto motor-hélice.

Os dados apresentados pela *T-Motor* (2021) são referentes apenas para condições estáticas, pelo que, pela sua análise, é possível observar que este rotor em conjunto com o motor se ajustam às necessidades da aeronave, ou seja, é capaz de produzir um *thrust* superior a 5100 *g* quando da 70-80 % da potência máxima. Na Tabela 4.3 é possível observar o desempenho do rotor, em conjunto com o motor, entre 50 a 100 % do *throttle*.

Na Figura 4.2 é possível observar a hélice escolhida apresentando de seguida as suas principais características na Tabela 4.4.

Tabela 4.3: Desempenho do motor V605 KV210V com a hélice V22x7.4 (adaptado de *T-Motor* (2021)).

<i>throttle</i>	<i>thrust</i> [g]	RPM	Potência [W]
50%	4385	4226	618.17
60%	5788	4859	927.06
70%	7383	5487	1334.04
80%	9108	6027	1827.49
90%	10917	6561	2448.72
100%	12761	7036	3182.62



Figura 4.2: Rotor VTOL V22x7.4R (adaptado de *T-Motor* (2021)).

Tabela 4.4: Características principais da hélice V22x7.4.

Massa [g]	Diâmetro [in]	Pitch [in]	Material
48	22	7.4	Fibra de carbono

4.2 Sistema propulsivo para voo horizontal

4.2.1 Seleção do motor elétrico

Procedendo à escolha do motor elétrico, após a análise inicial dos motores, no capítulo 3, no que diz respeito à relação potência/peso, optou-se por selecionar um motor pertencente à empresa *T-Motor*. Esta decisão vem no seguimento da escolha do motor para voo vertical, de forma a facilitar o processo de aquisição de ambos.

Em relação às propriedades do motor a selecionar, foi necessário ter-se em consideração o facto de este estar numa configuração em série com a célula de combustível. Desta forma a tensão nominal de ambos os componentes deve ser semelhante de modo a operarem em conjunto, tendo um valor entre 19.6V e 25.2V.

O facto de a empresa *T-Motor* apresentar apenas dados para testes estáticos ($U_\infty = 0$), a análise do motor elétrico com a hélice recomendada procedeu-se através da potência debitada pelo mesmo. No seguimento do projeto conceptual e aplicando a equação 4.1 referenciada na bibliografia, Raymer (1992), para todos os segmentos de voo horizontal (cruzeiro, subidas e *loiter*), foi possível analisar a potência máxima requerida ao motor. De realçar que para voo nível o valor da razão de subida (do inglês *rate of climb*, *ROC*) é nulo.

$$\left(\frac{P}{W}\right)_{min} = \frac{1}{\eta_p} \left[ROC + \frac{\rho U^3 C_{D_0}}{2 \left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{2K \left(\frac{W}{S}\right)}{\rho U} \right] \quad (4.1)$$

Onde o K representa o fator de *drag* induzido e C_{D_0} a componente do coeficiente de *drag* parasita. Aplicando o valor das estimativas iniciais na equação 4.1, para os segmentos de voo horizontal da aeronave, concluiu-se que o segmento que requer mais potência é a subida convencional realizada.

Neste fase a potência estimada é de aproximadamente 1400 W.

Perante os resultados em túnel de vento, realizados no CIAFA, apresentados por Mendes (2021), verificou-se que a potência debitada por um motor à mesma velocidade de rotação, difere aproximadamente em 200 W entre voo estático e voo a uma velocidade do escoamento de 20 m/s. Neste sentido e perante a informação da *T-Motor*, optou-se por analisar motores capazes de debitar uma potência superior a 1600 W a 90-100 % do *throttle*.

Analisada a informação e os dados da *T-motor*, e perante todas as considerações apresentadas anteriormente, optou-se por seleccionar o motor *T-motor AT 5220-A 20-25CC - KV380*. Na Figura 4.3 é possível observar o motor seleccionado, cujas características são apresentadas na Tabela 4.5.



Figura 4.3: Motor elétrico AT 5220-A (adaptado de *T-Motor* (2021)).

Tabela 4.5: Características principais do motor *T-motor AT 5220-A 20-25CC*.

Massa [g]	Tensão nominal [Volts]	Rotações máximas	Potência Máxima [W]
465	22.2-25.2	7422 RPM	2220 por 180s

No que diz respeito ao ESC adequado ao motor, de forma semelhante ao motor para voo vertical, seguiu-se as recomendações do fabricante. Neste sentido seleccionou-se o ESC *AT 115A*.

4.2.2 Seleção da hélice

No que diz respeito à seleção do *propeller* para voo horizontal, numa primeira abordagem recorreu-se à análise da informação presente em *APC-Propeller* (2021). Na presente fase foram observadas diversas hélices da empresa *APC* que podem ser aplicadas em motores elétricos. Estas foram analisados perante uma gama de rotações tendo em vista o *thrust* produzido e a potência necessária.

Tendo como base as rotações máximas que o motor elétrico referido anteriormente suporta (aproximadamente 7000 RPM) e perante o *thrust* necessário produzir de forma a suportar a resistência aerodinâmica, foi possível concluir, que nesta primeira abordagem, será necessário aplicar uma hélice de 19 polegadas de diâmetro ou superior. Para hélices com um diâmetro inferior a 19 polegadas, verificou-se que, para produzir a força necessária a suportar a resistência aerodinâmica, o motor deveria realizar 7000 RPM ou superior. Optou-se por descartar estes *propellers* uma vez que o motor iria operar no seu limite, considerando desta forma ser uma abordagem conservadora.

Numa segunda abordagem, optou-se por analisar os ensaios em túnel de vento realizados por

Mendes (2021), onde o autor testou hélices presentes no CIAFA a uma velocidade de escoamento de 20 m/s , próximo da velocidade de operação da aeronave de 19.55 m/s . A partir dos resultados obtidos por este foi possível concluir dois pontos.

- As hélices testadas pertenciam a dois grupos de empresas, *APC* e *T-Motor*. Verificou-se que os *propellers* pertencentes a esta última empresa apresentavam uma eficiência significativamente inferior às hélices da *APC*, concluindo deste modo, que a análise das hélices para voo horizontal iriam pertencer à empresa *APC*.
- Com base na força necessária que a hélice deve produzir, realizou-se uma comparação entre os dados da *APC*, em *APC-Propeller* (2021), e os ensaios em túnel, em Mendes (2021), pelo que se confirmou que hélices de 18 polegadas de diâmetro não são as mais adequadas uma vez que não produzem o *thrust* necessário.

Neste sentido, selecionaram-se dois *propellers* presentes no CIAFA: *APC 20x10E* e *APC 20x08E*. Decidiu-se igualmente selecionar outras duas hélices de maiores dimensões de forma a analisar e verificar se são passíveis de operar na aeronave e efetuar a sua comparação com as anteriores: *APC 21x13E* e *APC 22x12E*.

4.3 Seleção do tanque de combustível

No seguimento da escolha das duas opções relativas às células de combustível no capítulo anterior, *800W* e *2x650W* da *Intelligent Energy*, e após um estudo inicial de tanques de combustível, nesta fase do projeto procedeu-se a um estudo de *trade-off* por forma a decidir qual a melhor opção do conjunto FC – tanque de combustível a aplicar na aeronave. Na fase conceptual foram apresentadas três soluções distintas referentes à célula de combustível de *800W*, onde diversas estimativas iniciais foram consideradas. Na presente fase, devido à incerteza da estimativa do coeficiente de resistência aerodinâmica parasita da aeronave, C_{D0} , realizou-se a comparação de uma nova solução capaz de debitar mais potência (FC de *1300W*), de forma a prever as consequências que um pequeno desvio do valor inicial deste parâmetro pode apresentar no projeto.

A massa de hidrogénio consumido pela FC e o peso do tanque constituem dois parâmetros de maior incerteza. Na tentativa de aumentar a precisão dos resultados obtidos, ambas as estimativas foram substituída por tanques disponíveis comercialmente. De entre as opções disponíveis em *Intelligent Energy* (2020), foram selecionados apenas tanques do tipo IV por serem considerados os depósitos de maior resistência e mais leves de entre os diversos tipos. Neste sentido, foram selecionados dois tanques: um de maior dimensões de 4.3 kg capaz de armazenar 185.7 g de hidrogénio e uma opção mais reduzida de 3.3 kg capaz de armazenar 148.5 g de hidrogénio.

A introdução de uma FC de maior potência implica também uma atualização do tanque de hidrogénio. A adicionar, uma FC com potência superior é mais pesada e prevê-se que terá menor eficiência quando a operar a potências reduzidas. Desta forma, espera-se uma diminuição na eficiência da FC em voo horizontal, que por sua vez irá aumentar a quantidade de combustível necessária para

realizar a mesma missão. Neste sentido, foi realizado o estudo comparativo entre o conjunto célula de combustível 800W + tanque mais pequeno (configuração mais leve) e o conjunto célula de combustível 650W + 650W + tanque de maior dimensões (configuração mais pesada).

Este estudo foi realizado utilizando uma otimização multi-objetivo para cada uma das configurações com vista a maximizar a autonomia da aeronave e minimizar o peso máximo à descolagem. A solução obtida é apresentada através de um *Pareto front* para cada configuração. Este estudo encontra-se detalhado em Alves (2021).

A respeito dos valores obtidos, para a configuração mais leve obteve-se um valor de peso máximo à descolagem de aproximadamente 18.5 kg, verificando-se um valor de autonomia entre 3.53-4.6 h. Para a configuração mais pesada obteve-se um peso de aproximadamente 23.5 kg e a possibilidade de voar entre 3.38-3.68 h.

Após a análise realizada e perante o objetivo deste estudo, (maximizar a *endurance* e minimizar o peso máximo à descolagem) optou-se por selecionar a configuração mais leve e que apresenta maior autonomia, composto pela FC de 800 W e o tanque de 3.3 kg.

4.4 Seleção das baterias

Como referido anteriormente, de forma a suportar picos de potência excessivos por parte da célula de combustível nos segmentos de subida, ou aumentar o tempo de voo em caso de emergência, é possível incluir uma bateria com maior capacidade na FC ao invés da bateria de pequenas dimensões já incluída na FC de raiz.

Os requisitos apresentados pelo fornecedor referem que para a célula de combustível selecionada de 800W, a bateria deve ter a capacidade de descarregar a uma corrente contínua de 37 Amperes (Intelligent Energy, 2019). Adicionalmente, face ao valor de energia obtido na fase conceptual de 168.073 J, energia necessária fornecer à FC para suportar picos de potência nos segmentos de subida convencional, efetuou-se um estudo de mercado de diversas baterias. Face à tensão de operação por parte da FC, e perante as características da bateria, selecionou-se a bateria do tipo LiPo *Turnigy High Capacity 8000mAh 6S 12C w/XT90*. Esta apresenta capacidade de suportar a energia requerida – $8Ah \times 22.2V = 177.6 Wh$, verificando, desta forma, ser capaz de suportar as necessidades do conjunto propulsivo. Na Tabela 4.6 é possível observar as principais características desta bateria.

Tabela 4.6: Características principais da bateria *Turnigy High Capacity*.

Quantidade	Tensão [V]	Massa [g]	Capacidade [mAh]	Taxa de Descarga
1	22.2	1110	8000	12C

Referente aos motores de voo vertical, como descrito em (Alves et al., 2021), estes são alimentados por baterias. O motor selecionado opera a uma gama de tensão de 12S. O fabricante recomenda o uso de baterias tipo LiPo pelo que foram selecionadas duas baterias LiPo de 6S, colocadas em série por forma ao sistema ser compatível com os motores. Igualmente em série, de forma a distribuir a energia de ambas as baterias pelos quatro motores, é incorporado um distribuidor de energia.

Face à energia estimada no decorrer da fase conceptual de 193.559 J , para o modo VTOL, realizou-se um estudo de mercado de baterias capazes de fornecer a energia pretendida. De entre as opções, selecionou-se a bateria *Turnigy Nano-Tech Plus 5000mAh 6S 70C Lipo Pack w/XT90*. Pelas suas características é possível observar que esta, em série, é capaz de fornecer energia superior – $2 \times 5Ah \times 22.2V = 222 Wh$, correspondendo, desta forma, com os requisitos do projeto. Na Tabela 4.7 é possível observar as principais características da bateria selecionada como fonte de alimentação dos motores *V605 KV210*.

Tabela 4.7: Características principais da bateria *Turnigy Nano-Tech Plus*.

Quantidade	Tensão [V]	Massa [g]	Capacidade [mAh]	Taxa de Descarga
2	22.2	825	5000	70C

De forma a concluir o presente capítulo são apresentadas de seguida, nas Tabela 4.8 e 4.9, a massa dos componentes do sistema propulsivo e do sistema energético, constituindo 45.6 % do peso total da aeronave à decolagem.

Tabela 4.8: Massa dos componentes do sistema propulsivo da aeronave.

Componente	Massa [g]
Motores VTOL	4×310
Motor voo horizontal	465
ESC VTOL	4×109
ESC voo horizontal	182
Hélices VTOL	4×48
Hélice voo horizontal	≈ 100 ¹
Sistema Propulsivo	2615

Tabela 4.9: Massa dos componentes do sistema energético da aeronave.

Componente	Massa [g]
Fuel Cell 800W	930
Tanque Hidrogénio	3300
H_2 no interior do tanque	148.5 ²
Regulador do tanque	250 ²
Baterias VTOL	2×825
Bateria FC	1110
Sistema Energético	7240

¹Valor baseado em possíveis hélices analisadas de acordo com os requisitos do projeto

²Valores retirados de *Intelligent Energy* (2020)

Capítulo 5

Design Detalhado – Análise Teórico-Prática

Na presente fase do projeto, procedeu-se à fase detalhada do mesmo. Neste capítulo são apresentadas duas metodologias distintas, teórica e prática, de forma a estimar os parâmetros necessários referente ao desempenho de uma hélice.

5.1 Análise do modelo teórico *Blade Element Theory*

Como referenciado na secção 2.2.1, a aplicação da teoria do elemento de pá é considerada um bom método teórico de análise de hélices. Definindo as propriedades de cada secção da pá é possível obter resultados teóricos dos parâmetros necessários à análise da hélice para o modo de voo horizontal.

5.1.1 Definição dos parâmetros iniciais

A análise BET foi realizada por intermédio de uma folha de cálculo adaptado do método apresentado por Gudmundsson (2014). Esta metodologia apresenta, como resultados finais, o *thrust* debitado pela hélice assim como o torque sentido pela mesma. Como parâmetros iniciais é necessário fornecer a geometria do *propeller*, velocidade de rotação da hélice, velocidade de operação e condições atmosféricas.

Condições Atmosféricas

As condições atmosféricas consideradas para a análise foram seguidas segundo a metodologia apresentada posteriormente no capítulo 6. Esta consideração realizou-se de modo a que as análises teórico-prática e experimental apresentassem as mesmas condições para uma comparação futura. Em adição às propriedades atmosféricas obtidas, obteve-se igualmente o valor da velocidade do som com base na equação 5.1, necessário para cálculos futuros.

$$a = \sqrt{\gamma R \Theta} \quad , \quad R = 287 \text{ J/kgK}, \quad \gamma = 1.4. \quad (5.1)$$

Onde R representa a constante universal dos gases perfeitos para o ar e γ o coeficiente de expansão adiabática do ar e Θ a temperatura.

Velocidade de Operação e Rotação

No que diz respeito à velocidade de operação da aeronave, U_∞ , esta foi imposta nos 38 nós, valor obtido e apresentado por Alves et al. (2021). A velocidade angular, ω , foi imposta pelo motor de voo horizontal escolhido no capítulo anterior. Este apresenta como rotações máximas um valor superior a 7000 rotações por minuto. Neste sentido, com base na informação disponível *APC-Propeller* (2021), e perante os ensaios experimentais efetuados para as diferentes hélices em estudo, foram realizadas diferentes análises BET entre 4000 e 6700 rotações. A velocidade de rotação é representada por ωr , onde r representa o raio de cada secção da pá.

A velocidade relativa, U_R de cada elemento da hélice, m , é obtida através da equação 5.2.

$$U_{R_m} = \sqrt{U_\infty^2 + (\omega \cdot r_m)^2}, \quad (5.2)$$

O número de *Mach*, M , é representado pela equação 5.3.

$$M_m = \frac{U_{R_m}}{a}. \quad (5.3)$$

Geometria da Hélice

Após a definição e seleção das quatro hélices no capítulo anterior, foi necessário, de entre diversas opções, adquirir a sua geometria por forma a realizar a análise BET com a geometria correta, e posteriormente realizar o seu CAD. Através do contacto com a empresa APC, esta providenciou a geometria das hélices de voo horizontal. Os dados fornecidos foram referentes a 32 secções da pá da hélice. Os parâmetros permitem, deste modo, efetuar uma análise BET da geometria real da hélice. Igualmente através do contacto estabelecido com a empresa referiu-se que o perfil de cada secção corresponde ao *Eppeler E63*, dimensionalizado com parâmetros presentes na informação fornecida. Pela Tabela 5.1 é possível observar os parâmetros de diversas secções da hélice 20x10E, fornecidos pela empresa, como a posição de cada secção, a corda, a espessura adimensionalizada pela corda, t/c , o ângulo da pá, θ , e a posição do centro de massa de cada secção nas direções ortogonais ao eixo longitudinal da pá, CGY e CGZ. Para as restantes hélices os dados são apresentados de maneira semelhante.

Tabela 5.1: Dados das cinco primeiras secções da hélice 20x10 fornecidos pela empresa APC.

Secção [in]	Corda [in]	t/c	Ângulo da pá [°]	CGY [in]	CGZ [in]
2.6	1.5185	0.1466	31.4705	0.1299	0.4117
2.73	1.5459	0.1406	30.2416	0.1203	0.4097
2.86	1.5702	0.1351	29.0953	0.1106	0.4074
2.99	1.5915	0.1303	28.0260	0.1009	0.4047
3.12	1.6099	0.1261	27.0267	0.0910	0.4015

No que diz respeito à geometria do *hub*, estes valores foram retirados através do *website* da empresa

APC. Na Tabela 5.2 é possível observar as dimensões do mesmo referente às 4 hélices analisadas.

Tabela 5.2: Dimensões do cubo das hélices analisadas.

Parâmetros	20x10E	20x8E	21x13E	22x12E
Diâmetro do cubo [in]	1.25	1.25	1.25	1.38
Espessura do cubo [in]	0.50	0.49	0.58	0.54

5.1.2 Metodologia BET

Após a definição dos parâmetros iniciais procedeu-se à análise do modelo teórico pelo que de seguida é apresentada a metodologia adotada.

Ângulos do Escoamento

De forma a obter o ângulo de ataque de cada secção, para posterior análise de *lift* e *drag*, foi necessário obter, numa fase inicial, o ângulo da pá, o ângulo de escoamento e o ângulo de ataque induzido, α_i . O ângulo da pá de cada secção é definido pela informação adquirida através do contacto com a APC. O ângulo de escoamento é definido pela equação 5.4 pelo que a obtenção do ângulo induzido é descrita no ponto seguinte, através do processo iterativo apresentado.

$$\phi_m = \text{atan} \left(\frac{U_\infty}{\omega \cdot r_m} \right), \quad (5.4)$$

O ângulo de ataque de cada secção é definido pela equação seguinte:

$$\alpha_m = \theta_m - \phi_m - \alpha_{i_m}. \quad (5.5)$$

Obtenção dos parâmetros do escoamento induzido

Como referido na secção 2.2.1, o modelo teórico não tem em consideração a presença de qualquer escoamento induzido na hélice. Todavia, na presente bibliografia (Gudmundsson, 2014), o autor apresenta uma metodologia de forma a obter a velocidade induzida, w , e o ângulo induzido, aplicando a teoria do momento. A obtenção de ambos os parâmetros realizou-se através de um processo iterativo descrito no diagrama seguinte, na Figura 5.1, onde o valor de k representa o número de iterações realizadas.

O processo inicia-se com a atribuição dos parâmetros α_i e w . A obtenção dos coeficientes de sustentação e *drag* efetua-se através do *software XFLR5*, onde para cada secção, é inserido o número de *Reynolds*, *Mach* e α_k . Como último passo, realiza-se a comparação das velocidades induzidas através da equação $w_{k+1} - w_k$. O término do mesmo ocorre assim que a diferença apresentada anteriormente seja inferior a 0.0001 (Gudmundsson, 2014).

De seguida são apresentadas as equações aplicadas no decorrer do processo iterativo, onde o parâmetro N_b representa o número total de pás e V_E a velocidade efetiva.

$$V_{E_k} = \sqrt{(w_k + U_\infty)^2 + \omega^2 r^2}, \quad (5.6)$$

$$\alpha_k = \theta - \phi - \alpha_{i_k}, \quad (5.7)$$

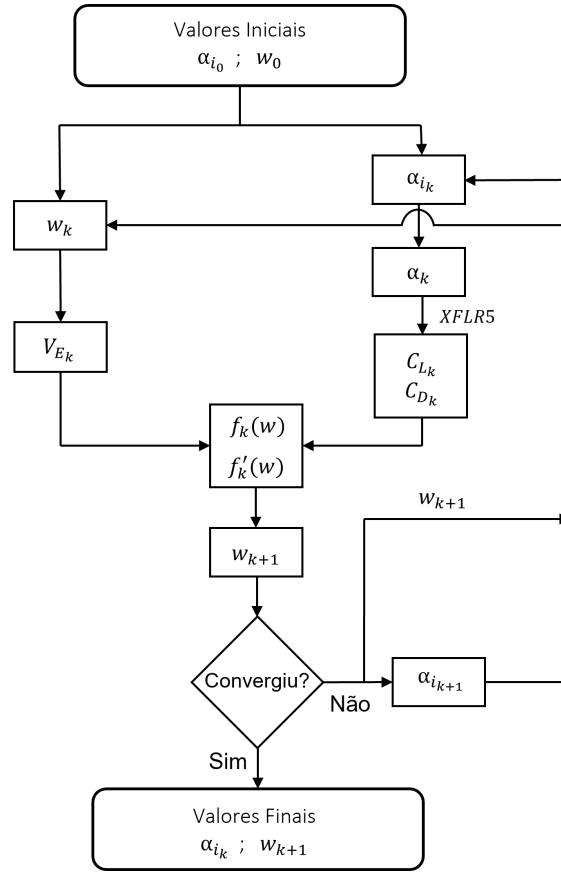


Figura 5.1: Fluxograma do processo iterativo para obtenção dos parâmetros de escoamento induzido.

$$f_k(w_k) = \frac{8\pi r}{N_b c} w_k - \frac{V_{E_k}}{(w_k + U_\infty)} [C_{L_k} \omega r - C_{D_k} (w_k + U_\infty)], \quad (5.8)$$

$$f'_k(w_k) = \frac{8\pi r}{N_b c} - C_{L_k} \omega r \left(\frac{1}{V_{E_k}} - \frac{V_{E_k}}{(w_k + U_\infty)^2} \right) + C_{D_k} \frac{(w_k + U_\infty)}{V_{E_k}}, \quad (5.9)$$

$$w_{k+1} = w_k - \frac{f_k(w_k)}{f'_k(w_k)}, \quad (5.10) \quad \alpha_{i_{k+1}} = \arctan\left(\frac{w_{k+1}}{V_{E_k}}\right). \quad (5.11)$$

Correção das perdas de desempenho por parte do cubo e da ponta da pá

Outro aspeto referido anteriormente são as correções de desempenho nas extremidades da pá. Segundo Gudmundsson (2014), o fator de correção desenvolvido por Prandtl é apresentado como um método de fácil aplicação no modelo teórico BET.

Para cada secção da pá, j , é aplicado o parâmetro de correção da ponta da pá, apresentado na equação 5.12, pelo que na equação 5.13 é apresentada a correção final,

$$P_{tip_m} = \frac{N_b R_{pr} - r_m}{2 r_m \sin \phi_m}, \quad (5.12) \quad F_{tip_m} = \frac{2}{\pi} \arccos(e^{P_{tip_m}}). \quad (5.13)$$

onde o parâmetro R_{pr} representa o raio total da hélice. De modo semelhante, as equações 5.14 e 5.15

são aplicadas como correção de desempenho por parte do cubo da hélice,

$$P_{cubo_m} = \frac{N_b r_m - R_{cubo}}{2 r_m \sin \phi_m}, \quad (5.14)$$

$$F_{cubo_m} = \frac{2}{\pi} \arccos(e^{-P_{cubo_m}}), \quad (5.15)$$

onde o parâmetro R_{cubo} representa o raio total do cubo. O fator de correção comum das perdas por desempenho é apresentado pela equação 5.16.

$$F_{p_m} = F_{cubo_m} \times F_{tip_m}. \quad (5.16)$$

Equações diferenciais

A sustentação e a resistência aerodinâmica de cada elemento são calculados usando a equação diferencial de sustentação e *drag*, 2.3a e 2.3b, respetivamente, presentes na secção 2.2.1, onde o parâmetro U é substituído pela componente da velocidade V_E de cada elemento.

Os parâmetros de *thrust* e torque são calculados pela junção da equação 5.16 com as equações 2.4a e 2.4b, respetivamente. Neste sentido tem-se:

$$dT_m = F_{p_m} [dL \cos(\phi_m + \alpha_{i_m}) - dD_g \sin(\phi_m + \alpha_{i_m})], \quad (5.17)$$

$$dQ_m = F_{p_m} [dL \sin(\phi_m + \alpha_{i_m}) + dD_g \cos(\phi_m + \alpha_{i_m})] r_m, \quad (5.18)$$

Os parâmetros finais, de *thrust*, torque e potência resultante da pá, são dados pelas equações 5.19, 5.20 e 5.21, respetivamente, pelo que a eficiência é obtida através da equação 2.7:

$$T = N_b \sum_{m=1}^n dT_m, \quad (5.19)$$

$$Q = N_b \sum_{m=1}^n dQ_m, \quad (5.20)$$

$$P = Q\omega. \quad (5.21)$$

Nas tabelas seguintes são apresentados os resultados da análise BET para as quatro hélices seleccionadas. Os resultados são apresentados para a velocidade de cruzeiro de 38 nós a diferentes velocidade de rotação. Para as diferentes hélices verifica-se valores diferentes de RPM de forma a observar a partir de que rotação a hélice em análise cumpre com os requisitos de subida e voo horizontal. A análise e interpretação das seguintes tabelas encontram-se em detalhe na secção 6.4.

Tabela 5.3: Análise BET da hélice 20x10E.

RPM	Thrust [N]	Torque [Nm]	η
4500	11.61	0.638	75.42
5000	20.52	0.992	77.24
5500	31.29	1.389	76.44
6000	43.48	1.818	74.43

Tabela 5.4: Análise BET da hélice 20x8E.

RPM	Thrust [N]	Torque [Nm]	η
5000	8.880	0.502	66.02
5500	17.10	0.805	72.05
5800	22.71	1.000	73.06
6000	26.25	1.115	73.27
6200	30.27	1.246	73.16
6700	44.19	1.706	73.16

Tabela 5.5: Análise BET da hélice 21x13E.

RPM	Thrust [N]	Torque [Nm]	η
4000	19.50	1.115	81.60
4500	31.01	1.620	79.39
4800	38.72	1.940	77.64
5000	44.44	2.170	76.27
5500	59.08	2.745	73.04

Tabela 5.6: Análise BET da hélice 22x12E.

RPM	Thrust [N]	Torque [Nm]	η
4000	18.59	1.081	80.24
4500	32.02	1.681	79.02
4800	40.54	1.956	77.43
5000	46.85	2.294	76.24
5500	63.62	2.955	73.07

5.2 Análise Dinâmica de Flúidos Computacional

De forma a avaliar o desempenho das hélices em estudo, foram realizadas análises práticas através do estudo numérico CFD. Pretende-se, igualmente, comparar os resultados obtidos na análise práticas com os da análise experimental e análise teórica, de forma a confirmar a fiabilidade e a validade dos métodos adotados, tanto a nível do modelo teórico BET, como também em túnel de vento e análise CFD.

No que diz respeito à metodologia adotada, na presente análise computacional, o estudo inicia-se com a fase de modelação da hélice, seguida da fase de *meshing* onde ocorre a definição do domínio computacional e a geração da malha. Por último é considerada a fase de *setup* em *CFX* onde são definidas as condições de fronteiras e os modelos físicos.

5.2.1 Modelação CAD

O primeiro passo de forma a executar a simulação computacional é a realização da modelação CAD da estrutura a analisar. Na presente dissertação a geometria de cada hélice, de voo horizontal, foi modelada a partir da hélice original, usando o *software SolidWorks* com auxílio do programa *XFLR5*.

Hélice voo horizontal

Através da informação fornecida pela APC, apresentada na secção 5.1.1, numa fase inicial foram criadas todas as secção em *XFLR5*, de acordo com o parâmetro t/c presente na Tabela 5.1, ajustadas ao perfil alar *Eppler E63*. Cada secção foi importada para o *SolidWorks* e posteriormente dimensionada de acordo com a corda e o ângulo da pá, seguida do seu posicionamento de acordo com os parâmetros, CGY, CGZ e raio de cada secção. O cubo de cada hélice foi modelado de acordo com as dimensões descritas na Tabela 5.2.

Entre secções foi aplicado o comando *lofted*. Verifica-se que as discrepâncias entre secções da geometria real e da modelada são mínimas uma vez que a modelação apresenta 32 elementos com uma distância reduzida entre si. A modelação desde o cubo à primeira secção foi realizada com recurso à observação. Esta zona não é considerada crítica uma vez que em voo encontra-se normalmente

coberta por um *spinner*. Uma representação do modelo CAD resultante da hélice 20x10E pode ser observada na Figura 5.3.



Figura 5.2: Hélice real de voo horizontal APC 20x10E.

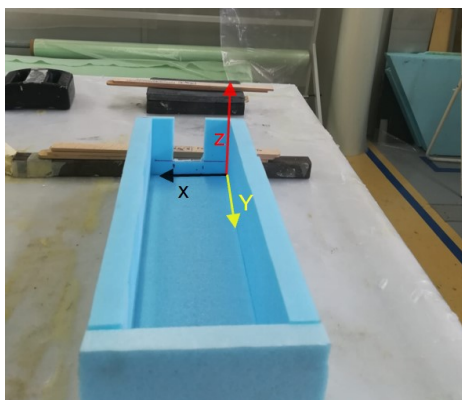


Figura 5.3: Modelo CAD da hélice APC 20x10E.

Hélice VTOL

No que diz respeito ao *propeller* de voo vertical, a empresa *T-Motor* não disponibilizou qualquer detalhe relativo à geometria da hélice, considerando ser informação confidencial. Neste sentido, e de forma a modelar o elemento com maior precisão possível, adotou-se o método abordado anteriormente no CIAFA, desenvolvido por Fernandes (2021), com certas adaptações e alterações. A metodologia adotada é apresentada de seguida, pelo que como ponto de partida tem-se a criação do molde negativo seguido da criação do molde positivo. O método foi aplicado apenas para uma pá da hélice V22x7.4.

- O método iniciou-se com a construção de um recipiente de poliestireno extrudido com os lados ortogonais entre si, como representado na Figura 5.4 (a), de forma a numa fase seguinte, ser possível retirar as medições necessárias com precisão.
- Seguidamente introduziu-se na estrutura a primeira camada de gesso até uma altura capaz de envolver o extradorso da pá por completo.
- Após secar a primeira camada de gesso, e de forma a ter duas camadas distintas, introduziu-se uma película aderente de espessura mínima. Antes da sua colocação, demolhou-se a película de modo a aderir com precisão à geometria da pá e não criar bolhas de ar. No seguimento desta etapa introduziu-se a segunda camada de gesso.
- Numa fase seguinte, e após a segunda camada secar, o molde foi separado a meio e a hélice retirada. Fechou-se novamente o molde com fita adesiva de forma a ter ambas as camadas juntas sem qualquer folga entre elas.
- A respeito da criação do molde positivo da hélice, cera de vela foi aquecida e derramada no molde, numa abertura junto ao cubo. Esta arrefeceu e solidificou no interior. O molde de cera solidificado é cortado em 5 secções de interesse ao longo da pá.



(a)



(b)

Figura 5.4: (a) Estrutura do molde com a referência ortogonal usada para obter as coordenadas da hélice; (b) Foto de uma das secções.

Finalizada a criação do molde positivo da hélice, e seguidamente aos cortes realizados, retiraram-se fotos aos perfis presentes em cada secção de corte. A configuração para tirar as fotos foi mantida estática, pelo que como dimensão de referência foi usado um paquímetro aberto a 100 mm , como observado na Figura 5.4 (b).

Para todas as fotos, uma vez que o recipiente de esferovite apresenta todos os lados ortogonais, considerou-se o canto imaginário como referência geral, representado na Figura 5.4 (a). Através de um *software* de processamento de imagens, GIMP, foram retirados pontos para cada um dos cinco perfis e a localização de cada secção de corte. Posteriormente os pontos extraídos foram importados para o *SolidWorks* a fim de criar a melhor definição dos perfis nas suas posições corretas. Com auxílio de fotos da hélice, o bordo de ataque e bordo de fuga são criados e orientados, formando linhas guias do comando *lofted* dando origem ao modelo CAD da hélice.



Figura 5.5: Hélice real de voo vertical V22x7.4R (adaptado de *T-Motor* (2021)).



Figura 5.6: Modelo CAD da hélice V22x7.4R.

Pelas figuras acima, é possível observar a presença de diferenças significativas em certas zonas da hélice modelada em comparação com o modelo real. Neste sentido, verifica-se que o processo de modelação do rotor VTOL não foi o mais cuidado, podendo estar associado ao processo de criação do molde ou à criação do modelo CAD em *SolidWorks*. Neste contexto, prevê-se que as diferenças

analisadas poderão ter impacto nos resultados, o que levará a discrepâncias entre os valores práticos e experimentais.

5.2.2 Meshing

As simulações efetuadas no presente estudo, como referido anteriormente, foram realizadas aplicando o *software Ansys CFX*. Primeiramente realizou-se a definição do domínio computacional. Nesta fase é considerada a abordagem adotada pelo modelo MRF. O modelo liga o subdomínio rotacional contendo a hélice e suas proximidades com um subdomínio estacionário de maior dimensões. Ambos os subdomínios são interligados através de uma interface. Seguidamente gerou-se a malha do domínio computacional. Nesta fase realiza-se um estudo de convergência de malha.

Domínio Computacional

Com base nas dimensões da geometria e na complexidade física do problema, deve ser escolhido um domínio computacional adequado de forma a iniciar o processo de geração da malha. No caso em estudo, o domínio deve ser tal que a entrada, a saída e os limites laterais do subdomínio estacionário tenham efeitos nulos ou desprezáveis no campo de escoamento em torno da hélice, ou seja, devem estar afastados da geometria de forma a evitar que o desenvolvimento do escoamento afete os resultados das análises realizadas.

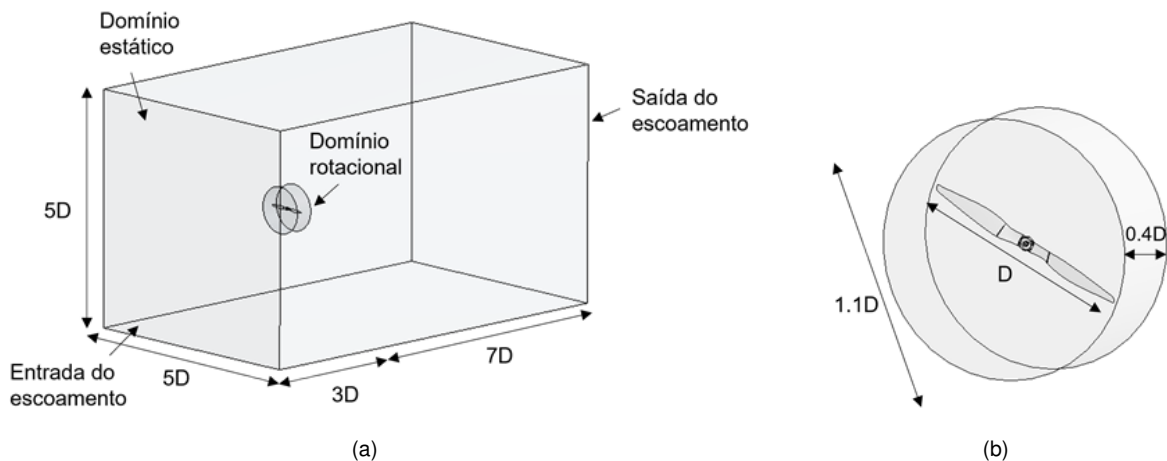


Figura 5.7: Domínio computacional. (a) Domínio estacionário e suas dimensões e domínio rotacional; (b) Domínio rotacional e suas dimensões.

O dimensionamento do domínio computacional teve por base a literatura analisada a fim de desenvolver modelos CFD para a simulação de hélices (Fernandes, 2021; Kutty & Rajendran, 2017; Yener, 2019). Neste sentido, o domínio estacionário apresenta a forma de um prisma retangular de comprimento $10D$, largura e altura de $5D$, onde o D representa o diâmetro da hélice. O domínio rotativo encontra-se no interior do domínio anterior, pelo que foi colocado a $3D$ da entrada do escoamento e $7D$ da saída do escoamento. Este apresenta uma forma cilíndrica de espessura $0.4D$ e diâmetro $1.1D$.

A hélice encontra-se no centro do domínio rotacional. Na Figura 5.7 é possível observar o domínio computacional aplicado nas simulações CFD.

Geração da malha

A qualidade da malha computacional é um dos principais fatores que influenciam a convergência e a credibilidade dos resultados das simulações numéricas. Para ambos os domínios aplicou-se uma malha não estruturada do tipo tetraédrico, devido à sua capacidade de discretizar geometrias mais complexas como a hélice.

Na sua globalidade a criação da malha realizou-se através de cinco operações distintas. Inicialmente gerou-se uma malha tetraédrica não estruturada para todo o domínio estacionário, estabelecendo as dimensões máximas do domínio computacional total, pelo que se considerou este valor como ponto de partida para refinamentos posteriores da malha.

Numa segunda fase foi gerada novamente uma malha tetraédrica não estruturada referente ao domínio rotacional. Esta encontra-se mais refinada a fim de analisar com precisão efeitos ocorridos junto à hélice.

Posteriormente realizou-se um dimensionamento do domínio estacionário usando o domínio rotacional como referência. Neste sentido gerou-se um corpo de influência tendo como geometria uma esfera centrada no cubo da hélice de raio 2D. Este refinamento efetuou-se de forma a garantir que a diferença de tamanho dos elementos na interface de ambos os domínios não fosse significativo a fim de melhorar a precisão dos resultados.

Em quarto lugar realizou-se o dimensionamento das faces da superfície da hélice. Este refinamento da malha efetuou-se com a finalidade de garantir que os elementos nestas regiões são capazes de representar com precisão a geometria complexa.

Por fim, é criado um refinamento da malha na região junto ao perfil alar de cada secção ao longo da pá, onde ocorre o desenvolvimento da camada limite. De forma a captar a evolução da mesma, é gerou-se uma malha estruturada nesta região apelidada de camada de inflação (do inglês *inflation layer*) no *Ansys CFX*. A presente camada deve apresentar altura suficiente capaz de armazenar toda a informação desenvolvida pela camada limite. Deste modo, aplicou-se a equação 5.22, referente à camada limite turbulenta para discos rotativo, de forma a estimar a espessura máxima da camada limite δ_{BL} e, por consequência, a camada de inflação (Schlichting, 1979). Tal equação aplica-se numa hélice rotativa, devido ao não ser considerado limpo, sendo desta forma totalmente turbulento em todo o seu movimento (Gundlach, 2012).

$$\delta_{BL} = 0.526 r \left(\frac{\nu}{r^2 \omega} \right)^{1/5} \quad (5.22)$$

A espessura da primeira camada, y_1 , da camada de inflação é outro aspeto a definir na geração da malha, dependente do modelo de turbulência a ser aplicado. Através da equação 5.23 definiu-se a altura da primeira camada de acordo com o valor de y^+ pretendido tendo em consideração a velocidade de fricção em função do seu coeficiente, apresentada em Schlichting (1979).

$$y_1 = \frac{y_{pretendido}^+ \mu}{\rho u_\tau}, \text{ onde } u_\tau = \sqrt{\frac{1}{2} C_f U_\infty^2} \text{ e } C_f = [2 \log_{10}(Re) - 0.65]^{-2.3} \quad (5.23)$$

No seguimento da definição da camada de inflação foi igualmente necessário introduzir certos parâmetros no *Ansys CFX* de forma a que esta apresentar a espessura máxima obtida anteriormente. Além da definição da espessura da primeira camada, é necessário também especificar o número total de camadas e a taxa de crescimento. Esta taxa define a espessura da próxima camada em relação à anterior e apresenta como valor padrão 1.2. (Ansys Inc., 2010). A altura da camada limite segue uma série geométrica, pelo que, através do valor de y_1 e da taxa de crescimento, o número de camadas pode ser deduzido. A soma de todas as camadas deve apresentar uma espessura semelhante à espessura máxima calculada em 5.22.

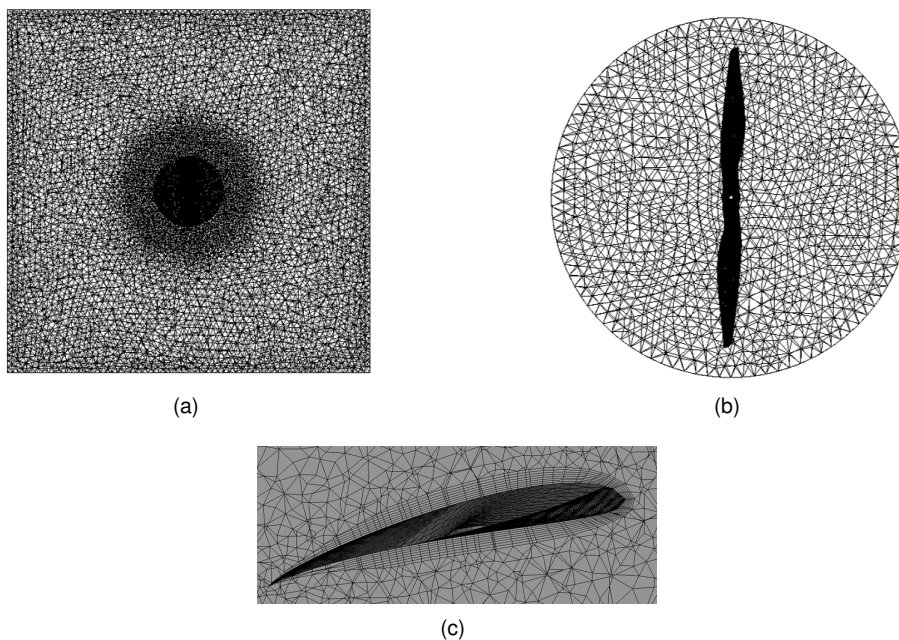


Figura 5.8: (a) Malha do domínio estacionário (b) Malha do domínio rotacional (c) Malha estruturada da camada de inflação.

Para o caso em estudo, as hélices apresentam uma variação do seu comprimento de referência, do número *Reynolds* e da velocidade ao longo da pá. De modo a diminuir o tempo computacional e a complexidade da geração dos parâmetros da malha, optou-se por definir uma camada de inflação com a mesma espessura para toda a hélice analisada. Esta análise compreendeu os parâmetros apresentados na secção localizada a $0.75 R$ da pá, definida como posição de referência para diversos parâmetros de uma hélice (Raymer, 1992). No que diz respeito ao parâmetro y^+ , tendo em consideração o modelo de turbulência aplicado, definiu-se um valor de $y_{pretendido}^+$ de 70. Tal escolha é justificada pela variação da velocidade e do raio ao longo da pá, pelo que o valor de y^+ varia igualmente ao longo da mesma. Neste sentido optou-se por seleccionar um valor de y^+ intermédio de modo, aquando de uma análise CFD, os valores da variável não ultrapassassem os limites definidos pelo modelo de turbulência. Com base nas condições atmosféricas da análise teórico-experimental apresentadas na secção 6 obteve-se um valor de y_1 de $2.1 \times 10^{-4} m$. De forma a captar a espessura total da camada limite definiu-se um

total total de 12 camadas. Na Figura 5.8 é possível observar a malha gerada do domínio computacional estacionário, rotacional assim como a malha estrutura da camada de inflação.

Estudo de convergência da malha

Após a definição dos refinamento locais no domínio computacional apresentados no ponto anterior, no que diz respeito ao tamanho dos elementos de cada região, realizou-se um estudo de convergência da malha. Inicialmente gerou-se uma malha mais grosseira, pelo que, para as seguintes malhas definiu-se uma proporção de percentagem da malha inicial de forma a manter constante o refinamento local próximo de cada perfil alar, a fim de garantir o mesmo valor de y^+ para a primeira camada em todas as malhas geradas. O estudo foi conduzido para as quatro hélices em análise pelo que para cada uma foram geradas diversas malhas. Este processo foi realizado de modo semelhante para a hélice V22x7.4. Como variáveis de interesse para o estudo de convergência, os parâmetros considerados foram o *thrust* produzido e o torque. Nas Tabelas 5.7 e 5.8 encontram-se os número de elementos por malha, o valor das variáveis de interesse e o respetivo erro relativo à malha mais refinada para as hélices 20x10E e V22x7.4, respetivamente.

Tabela 5.7: Estudo de convergência de malha da hélice 20x10E.

Nº de elementos	Thrust [N]	Erro [%]	Torque [Nm]	Erro [%]
569559	17.066	-28.318	1.149	-10.984
974620	19.492	-18.130	1.225	-5.040
2288415	21.984	-7.665	1.272	-1.464
4457592	22.686	-4.715	1.277	-1.077
11430631	23.809	–	1.290	–

Tabela 5.8: Estudo de convergência de malha da hélice V22x7.4.

Nº de elementos	Thrust [N]	Erro [%]	Torque [Nm]	Erro [%]
830250	61.460	-3.053	2.153	8.418
2071566	62.053	-2.143	2.026	2.014
3550294	62.643	-1.187	2.002	0.800
7043276	63.395	–	1.986	–

De forma a visualizar mais facilmente a convergência dos resultados obtidos acima, apresentam-se de seguida os gráficos da evolução das variáveis com o aumento do número de elementos.

No que diz respeito à seleção da melhor malha a aplicar, teve-se em conta diversos critérios. Tal decisão visa reduzir o esforço computacional requerido de forma a facilitar análises futuras. Deve-se ter igualmente em conta um erro relativamente reduzido. Desta forma, optou-se por utilizar uma estrutura cujo refinamento permite ter um erro aproximadamente inferior a 5 % mas que, simultaneamente, apresente um número de elementos razoável para reduzir o tempo computacional. Na Tabela 5.9 encontram-se os parâmetros da malha da hélice 20x10E considerados nas simulações futuras. Em anexo, na secção A, pode-se observar os parâmetros da malha utilizados para as restantes hélices.

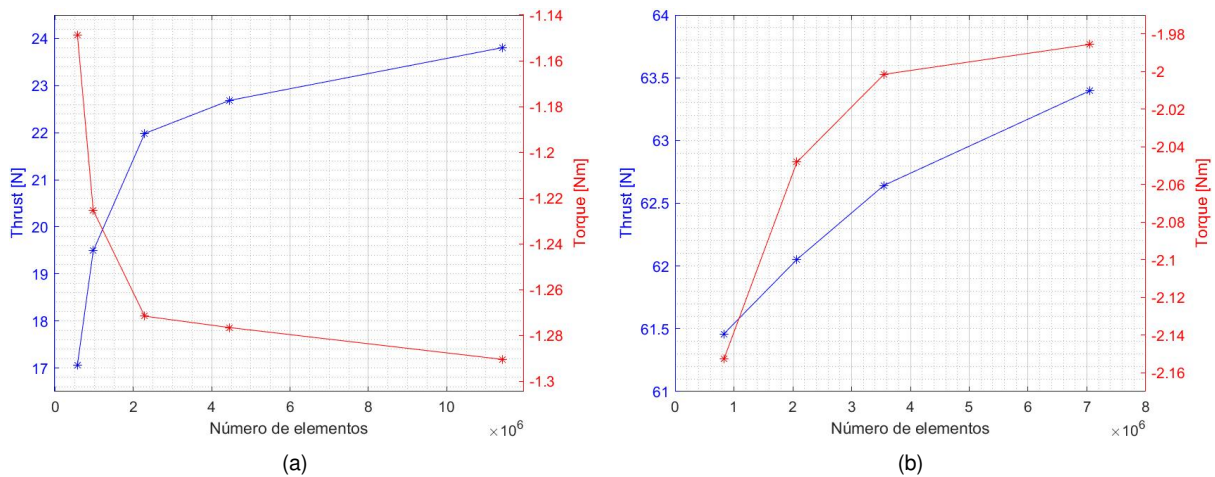


Figura 5.9: Convergência da Malha. (a) Hélice 20x10E; (b) Rotor V22x7.4.

Tabela 5.9: Tamanho dos parâmetros da malha - hélice 20x10E.

Parâmetro	Valor
Domínio estacionário – malha base	0.0375 m
Domínio rotativo	0.015 m
Corpo de influência	0.01875 m
Superfície da hélice	0.9×10^{-3} m
Número de elementos	3550294

5.2.3 Setup numérico

Seguindo a metodologia referida anteriormente, após a geração da malha efetuou-se a definição das condições de fronteira assim como a dos modelos físicos em cada domínio computacional.

Numa primeira fase foram definidas as condições iniciais da simulação onde se estabeleceu uma abordagem de estado estacionário (do inglês *steady state*) em vez de uma abordagem transiente. Esta escolha depende do tipo de interface existente entre os dois domínios, pelo que para um modelo de interface *frozen rotor*, explicado posteriormente, é aplicada normalmente uma abordagem estacionária (ANSYS, CFX, 2011). Definiu-se igualmente a pressão absoluta de referência de 1 atm e a temperatura do ar de 25 °C.

Referente às condições de fronteira atribuídas ao domínio computacional, à entrada do domínio estacionário atribuiu-se uma velocidade de entrada do escoamento, normal à superfície e regime subsônico. Foi definido igualmente uma intensidade turbulenta reduzida (1 %) de forma a replicar as condições do túnel de vento nas simulações *CFD*. As regiões laterais do domínio estacionário, assim como a saída do domínio, foram estabelecidas como regiões abertas atribuídas a uma condição de fronteira de pressão definida face ao valor de pressão de referência. A hélice foi definida como uma parede com a condição de não escorregamento.

De modo a transferir os parâmetros conservadores de um componente para outro entre os domínios estacionário e rotacional aplicou-se o modelo de interface *frozen rotor*. Este modelo é o mais recomendado para o caso em estudo, onde a corda da pá representa uma pequena parte do domínio (Stajuda,

Karczewski, Obidowski, & Józwik, 2016). No que diz respeito ao domínio rotacional atribuiu-se a velocidade de rotação pretendida para cada simulação.

Nesta fase atribui-se o modelo de turbulência referido na subsecção 2.3.2 pelo que o escoamento é considerado turbulento, totalmente desenvolvido. Igualmente mencionado anteriormente, este modelo de turbulência apresenta um bom desempenho para valores de y^+ entre 30 e 300.

Definiu-se igualmente os critérios de convergência de forma a avaliar, e comparar, o desempenho das simulações realizadas. Neste sentido foram definidos os seguintes critérios:

- Convergência Residual *RMS* referente às equações da massa e do momento nas três direções até níveis aceitáveis. Referido na bibliografia (Kuron, 2015), níveis residuais de 1×10^{-5} podem ser considerados uma boa convergência;
- Convergência Residual *RMS* referente às variáveis de transporte do modelo de turbulência k e ϵ , até níveis consideráveis como referido no ponto anterior;
- Estabilização dos parâmetros de *thrust* e torque.

Em modo de exemplo, em anexo, na secção A.2, é possível observar o comportamento residual dos parâmetros mencionados anteriormente da simulação referente à hélice APC20x10E, pelo que os critérios de convergência são cumpridos.

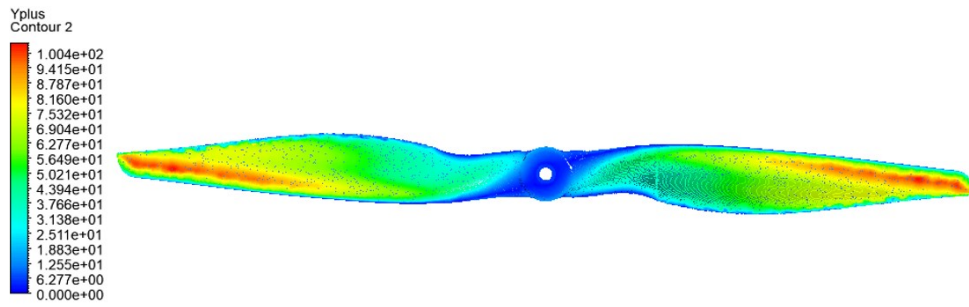
5.2.4 Análise das Simulações CFD

Após a finalização dos estudos, efetuou-se uma análise das simulações CFD realizadas para as diferentes hélices em estudo. Primeiramente, como forma de verificar a escolha do parâmetro y^+ de 70, analisou-se o espectro ao longo da pá desta mesma variável. Na Figura 5.10 é possível observar a gama de valores do parâmetro y^+ correspondente à hélice 20x10E à velocidade cruzeiro e V22x7.4 a operar a 0 *m/s*, respetivamente, ambas a 5000 RPM.

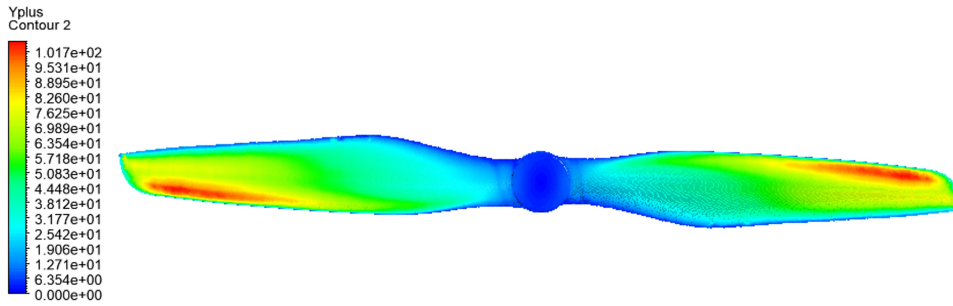
Pela observação da figura é possível analisar a variação crescente do parâmetro y^+ entre a zona do cubo e a ponta da pá, verificando-se valores de $y^+ = 20-30$ na zona do cubo e $y^+ \approx 100$ na zona mais exterior. Neste contexto é possível constatar que a variável se encontram dentro da gama valores definido pelo modelo de turbulência $k - \epsilon$ ($30 < y^+ < 300$) validando desta forma o modelo de turbulência para escoamento rotacionais e o $y^+_{pretendido} = 70$ definido anteriormente.

Relativamente à análise da hélice 20x10E a baixas rotações, pela Figura A.4 em apêndice, observa-se a redução da gama de valores do parâmetro y^+ em comparação a rotações superiores. Verifica-se a redução do y^+ no sentido do limite mínimo indicado para o modelo de turbulência com principal foco no bordo de ataque, conforme se pode observar da figura referida, onde a camada limite se começa a desenvolver. Adicionalmente, como referido, a variação crescente da variável y^+ ao longo da pá é justificada pelo aumento da componente da velocidade igualmente ao longo da mesma.

Numa segunda análise efetuou-se a observação dos contornos da pressão estática da hélice V22x7.4 para as condições de 5000 RPM a uma velocidade de escoamento de 0 *m/s*. A Figura 5.11(a) apresenta



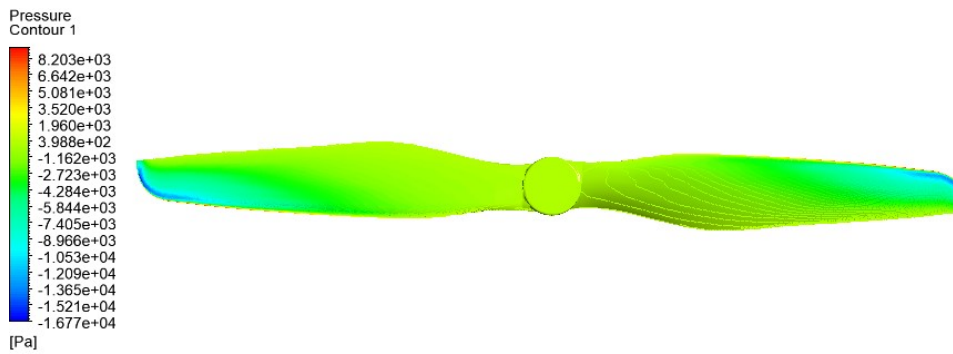
(a)



(b)

Figura 5.10: Contorno do parâmetro y^+ ao longo da hélice. (a) Hélice 20x10E; (b) Rotor V22x7.4.

a variação da variável na superfície exterior, i.e, extradorso da pá. A Figura 5.11(b), por outro lado, evidencia igualmente a variação da pressão no intradorso da pá.



(a)



(b)

Figura 5.11: Contorno da pressão ao longo do rotor V22x7.4. (a) Extradorso; (b) Intradorso.

Pode-se constatar que a pressão no intradorso é superior à verificada na superfície oposta sendo, deste modo, responsável pela geração de *thrust*. Ambas as imagens correspondem ao que seria esperado face a uma hélice a operar nas condições referidas. Em anexo, a Figura A.3 é possível observar a mesma variação da pressão para a hélice 20x10E a operar à velocidade de cruzeiro a 5000 RPM.

Finalizando esta secção, nas tabelas seguintes são apresentados os resultados da análise computacional realizada para as hélice de voo horizontal e rotor de modo VTOL. Os resultados são apresentados para as respetivas velocidades a diferentes velocidade de rotação. A interpretação e análise dos resultados abaixo encontram-se descritos na secção 6.4.

Tabela 5.10: Resultados CFD da hélice 20x10E.

RPM	Thrust [N]	Torque [Nm]	η
4500	14.46	0.934	64.24
5000	22.69	1.277	66.35
5500	32.03	1.649	65.94
5800	38.09	1.883	65.11
6000	42.30	2.044	64.38

Tabela 5.11: Resultados CFD da hélice 20x8E.

RPM	Thrust [N]	Torque [Nm]	η
4500	4.26	0.585	30.25
5000	10.70	0.838	47.65
5500	18.04	1.119	54.73
5800	22.87	1.299	56.68
6000	26.72	1.458	57.02
6200	29.76	1.551	57.77
6700	39.21	1.887	57.88

Tabela 5.12: Resultados CFD da hélice 21x13E.

RPM	Thrust [N]	Torque [Nm]	η
4000	19.34	1.306	69.15
4500	29.75	1.806	68.34
4800	36.57	2.125	66.94
5000	41.48	2.349	65.92
5500	54.63	2.939	63.09

Tabela 5.13: Resultados CFD da hélice 22x12E.

RPM	Thrust [N]	Torque [Nm]	η
4000	17.95	1.308	64.05
4500	29.96	1.844	67.42
4800	36.73	2.131	67.05
5000	41.48	2.426	63.84
5500	55.60	3.055	61.79

Tabela 5.14: Resultados CFD do rotor V22x7.4.

RPM	Thrust [N]	Torque [Nm]	FoM
4000	39.66	1.304	0.591
4500	50.22	1.641	0.594
5000	62.05	2.026	0.595
5500	75.16	2.455	0.595
5800	83.59	2.731	0.595
6000	89.52	2.922	0.596

Capítulo 6

Design Detalhado – Análise Experimental

Uma vez definidas as hélices a analisar e no decorrer do estudo teórico-prático, foram efetuados em paralelo, testes experimentais em túnel de vento cujo principal objetivo prende-se com a extração de dados de desempenho da combinação da hélice com o respetivo motor. Os testes compreenderam as análises das hélices presentes no CIAFA, APC 20x10E e APC 20x8E, com o motor de voo horizontal selecionados anteriormente. De referir que os ensaios realizados foram segundo a configuração *tractor* de modo a simplificar o processo de montagem e análise da experiência, mais especificamente quanto às restrições físicas dos equipamentos a incorporar na bancada de testes. Com a mesma finalidade, realizou-se igualmente a análise experimental do rotor V22x7.4 com o respetivo motor.

6.1 Setup Experimental

De forma a extrair os dados de *thrust* e torque do conjunto motor-hélice é instalado um sensor de força e torque (*Lorenz M-2366*). Este sensor encontra-se conectado a um sistema de aquisição de dados, *Microlink 751*, que por sua vez encontra-se diretamente ligado a um *software* de leitura de dados (*Windmill*), em execução num computador, com a finalidade de registar os dados. Como fonte de energia do sensor, considerou-se uma fonte de alimentação de corrente contínua a 12V. No que diz respeito à calibração e adaptação do sensor, seguiu-se os procedimentos adotados por Mendes (2021), pelo que método encontra-se descrito no Anexo da bibliografia referida.

Junto ao sensor de força e torque é instalado o motor pretendido de acordo com a ensaio a realizar, pelo que o ESC correspondente é conectado ao motor e fixo ao braço da mesa. O controlo das rotações do motor efetuou-se a partir de um programador de servo digital, *Hitec HFP-25*, pelo que o mesmo se encontra conectado ao ESC. De forma a visualizar a informação fornecida pelo programador seguiu-se a metodologia adotada em (Mendes, 2021), onde é instalado um sensor conectado a uma das três saídas do ESC e a um computador. A partir deste dispositivo é possível visualizar a informação que se encontra a ser transmitida pelo servo digital.

Referente à fonte de energia do conjunto motor-hélice, na presente fase experimental, utilizou-se apenas baterias. Uma bateria 6S para o motor de voo horizontal e duas baterias, 6S cada, instaladas em série, para o motor de modo VTOL. De forma a obter os valores de corrente debitados ao conjunto propulsivo, introduziu-se um amperímetro no cabo de conexão bateria-ESC. Por outro lado, de modo a obter a diferença de potencial da bateria conectou-se um multímetro aos terminais das baterias.

Relativo ao modo de operação, e como procedimentos de segurança, instalou-se uma rede metálica junto à bancada de teste de forma a proteger o utilizador e o espaço envolvente de uma eventual libertação da hélice. Ao utilizador recomenda-se o uso de óculos protetivos e auscultadores anti-som para proteger do barulho excessivo proveniente de altas rotações. Na Figura 6.1 é possível visualizar a instalação do *setup* experimental seguida da respetiva legenda, Tabela 6.1.

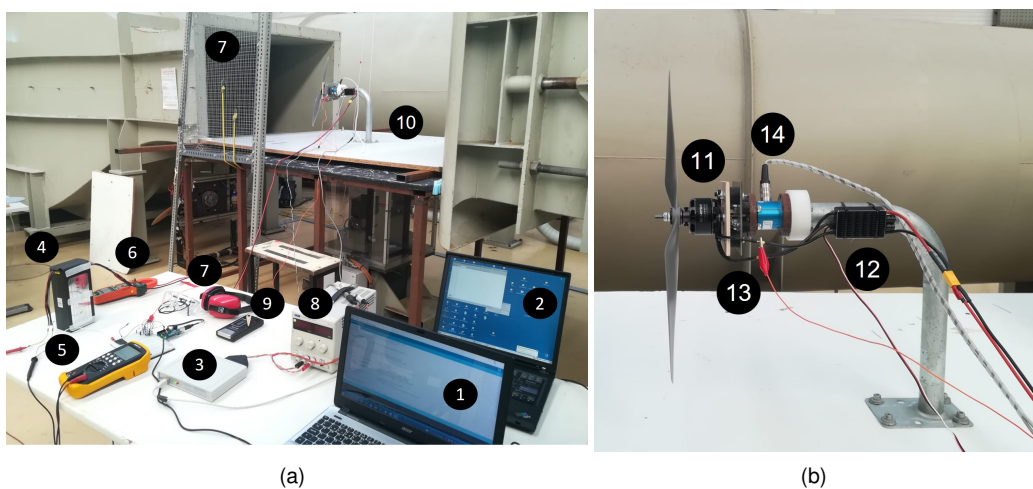


Figura 6.1: Montagem experimental.(a) *Setup* experimental com bancada de teste; (b) Bancada de teste.

Tabela 6.1: Descrição da Figura 6.1 e respetiva numeração.

Nº	Descrição	Nº	Descrição
1	Leitor de RPM	8	Fonte de alimentação do sensor
2	Registo dos dados de força e torque	9	Controlador Hitec HFP-25
3	MicroLink 751	10	Bancada de Teste
4	Fonte de alimentação do motor	11	Conjunto hélice/motor
5	Multímetro	12	ESC
6	Amperímetro	13	Conexão ESC - sensor
7	Equipamento de proteção	14	Sensor de força e torque

6.2 Metodologia

Os ensaios experimentais realizados visam aproximar as condições do teste com as condições de operação. Deste modo, para as hélices de voo horizontal introduziu-se escoamento a uma velocidade

de aproximadamente 38 nós, calculada de seguida, replicando as condições de voo cruzeiro. Por sua vez, para os rotores de voo vertical não se introduziu qualquer velocidade de escoamento de forma a simular o modo de voo *hover*.

No seguimento da obtenção da velocidade de escoamento, as condições atmosféricas foram obtidas através de um termo-higrómetro, dispositivo de alta precisão de monitorização do clima no interior de edifícios. O aparelho foi aplicado na proximidade do túnel de vento de forma a obter as condições sentidas pelo mesmo aquando dos ensaios. Através do tubo pitot, localizado na área dos testes experimentais, retirou-se a pressão dinâmica. Aplicando a equação dos gases perfeitos, equação 6.1, a equação 6.2 referente à pressão dinâmica presente na equação de *Bernoulli*, e a Lei de *Sutherland*, equação 6.3, foi possível retirar os parâmetros de densidade do ar, velocidade e viscosidade dinâmica.

$$p = \rho R \Theta \quad (6.1) \quad P_{dinâmica} = \frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2 \quad (6.2)$$

$$\mu = \mu_{ref} \left(\frac{\Theta}{\Theta_{ref}} \right)^{3/2} \frac{\Theta_{ref} + S_{\mu}}{\Theta + S_{\mu}} \quad (6.3)$$

Onde $\mu_{ref} = 1.718 \times 10^{-5} kg/(ms)$, $\Theta_{ref} = 273.15K$ e $S_{\mu} = 110.4K$. Na Tabela 6.2 estão presente as condições atmosféricas conduzidas pelo túnel de vento assim como os dados obtidos através dos aparelhos de medição.

Tabela 6.2: Condições no túnel de vento.

Dados Obtidos				Dados Calculados		
Higrómetro	Temperatura	23.2	$^{\circ}C$	Densidade	1.222	kg/m^3
	Pressão Estática	103.9	kPa	Velocidade	19.573	m/s
Tubo Pitot	Pressão Dinâmica	234	Pa	Viscosidade Dinâmica	1.829E-05	Ns/m^2

No decorrer dos ensaios, através do controlador *Hitec HFP-25*, foram introduzidas diferentes velocidades de rotação ao motor. Para cada velocidade, através do voltímetro e amperímetro, os *volts* e a corrente foram visualizados e registados.

O torque e a força registados pelo sensor, como referido anteriormente, obtêm-se a partir da leitura dos mesmos através do *display* do computador. Devido à variação dos valores registados pelo sensor, para cada velocidade de rotação, registaram-se os parâmetros de força e torque durante cerca de 30 segundos de modo a ser possível analisar e interpretar os resultados através de uma maior gama de valores. Posto isto, e face à incerteza dos valores registados pelo sensor, a interpretação e apresentação dos resultados realizou-se por meio de um diagrama de caixa (do inglês *box chart*). Este método estatístico é uma ferramenta gráfica capaz de representar a variação de dados de uma variável por meio de quartis. Neste sentido são apresentados neste diagrama, presentes na secção seguinte, a mediana dos valores (vermelho), o quartil inferior correspondente ao primeiro quartil, o quartil superior referente ao terceiro (azul) e os limites superior e inferior da variável (preto).

6.3 Análise dos Resultados obtidos em Túnel de Vento

Hélices voo horizontal

Através da Figura 6.2, e da Tabela 6.3, é possível observar os valores dos parâmetros analisados e retirados pelo túnel de vento referente à hélice APC 20x10E para uma velocidade de escoamento de 19.573 m/s . É apresentado igualmente a referência de força para os segmentos de subida convencional e cruzeiro que a aeronave deve garantir, retirados da fase preliminar de Coelho (2021). Os valores apresentados na tabela são referentes à média de cada variável de estudo. Na última coluna é apresentado o desvio padrão da variável *thrust* referente ao valor médio obtido através dos ensaios experimentais.

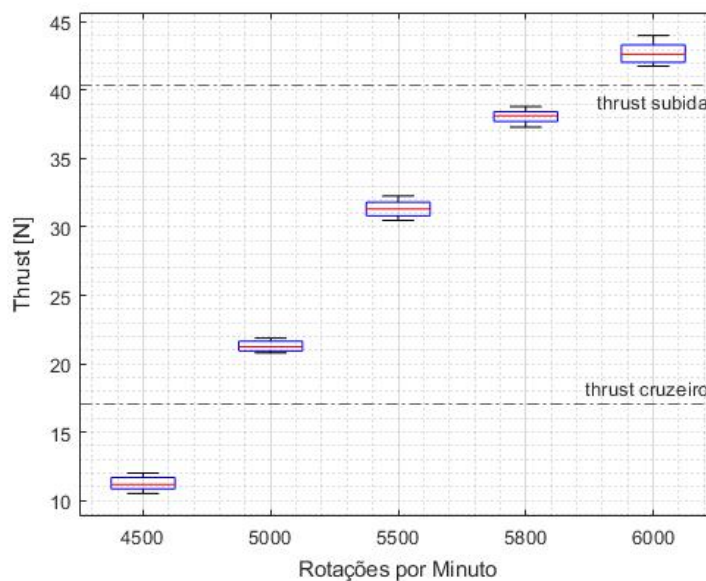


Figura 6.2: Diagrama de caixa dos resultados de túnel de vento para a hélice 20x10E.

Tabela 6.3: Resultados túnel de vento 20x10E.

RPM	Thrust [N]	Torque [Nm]	η	Desvio Padrão T[N]
4500	11.17	0.803	57.75	± 0.390
5000	21.24	1.216	65.31	± 0.323
5500	31.32	1.601	66.49	± 0.427
5800	38.14	1.857	66.21	± 0.340
6000	42.64	2.025	65.58	± 0.574

Após a análise da Figura 6.2 e da Tabela 6.3, no que diz respeito ao intervalo de confiança do parâmetro *thrust*, realizou-se a interpretação do mesmo. Para rotações inferiores a 5800 RPM, inclusive, o parâmetro de *thrust* apresenta um desvio padrão inferior a 0.5 N , pelo que se considera ser uma amostra de valores adequada. Para 6000 RPM observa-se uma maior discrepância da amostra retirada. Neste contexto, verifica-se um desvio padrão da variável superior a 0.5 N . No entanto considera-se uma amostra aceitável uma vez apresentar um desvio padrão inferior a 1 N . No decorrer da análise teve-se em consideração o valor de 1 N como valor de referência para o desvio padrão. O valor é

justificado pelo que, quando a operar a valores reduzidos de *thrust* ($\approx 10N$), o erro do desvio padrão em comparação com o valor médio seja inferior a 10 %.

Referente aos valores de força obtidos, é possível observar que, para o conjunto motor-hélice escolhido, o segmento de cruzeiro é assegurado para rotações superiores a 5000 apresentando uma eficiência da hélice superior a 65%. Decidiu-se igualmente analisar os resultados obtidos perante as condições de subida convencional. Não obstante o segmento realizar-se a 36 *kts* (18.52 *m/s*), uma vez garantida a força necessária a 19.573 *m/s*, garante-se que, para a primeira velocidade referida, a força é igualmente assegurada. Neste sentido, e perante o diagrama de caixa apresentado acima, é possível observar que para o conjunto propulsivo escolhido a subida é garantida a 6000 RPM, igualmente apresentando uma eficiência da hélice superior a 65%.

No que diz respeito à hélice APC 20x08E através da Figura 6.3, e da Tabela 6.4, é possível observar os valores dos parâmetros analisados e retirados do ensaio experimental para a mesma velocidade de escoamento. É apresentado igualmente a referência de força para o segmento de cruzeiro. Devido à limitação de material presente no CIAFA, o ensaio experimental da presente hélice teve como rotações máximas 6200 RPM, pelo que, deste modo, o valor de referência da força de subida convencional não é apresentado. De modo semelhante, os valores apresentados na tabela são referentes ao valor médio de cada variável de estudo, pelo que, na última coluna é apresentado o desvio padrão da variável *thrust*.

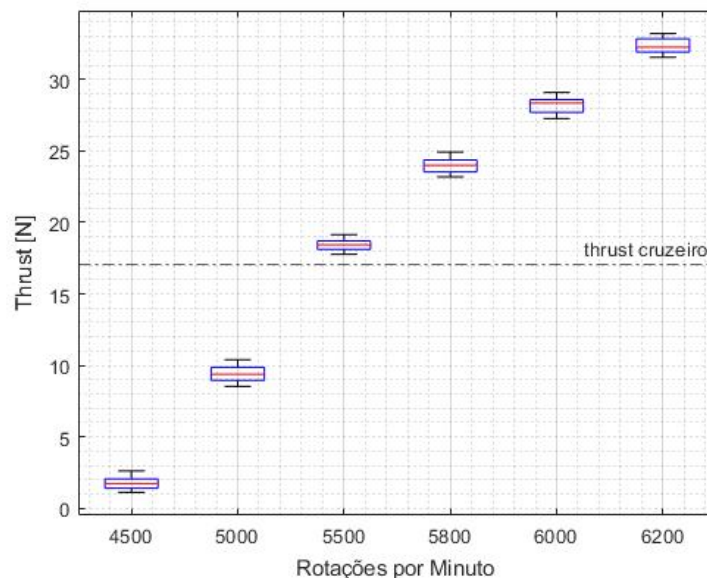


Figura 6.3: Resultados túnel de vento hélice 20x08E.

Em análise à Figura 6.3, e pela interpretação dos valores recolhidos, verifica-se que o intervalo de confiança dos valores obtidos é adequado. Referente a 6000 RPM obteve-se um desvio padrão da variável de força superior a 0.5 *N* (0.5062 *N*). De forma semelhante ao ponto anterior, considera-se ser uma amostra de resultados aceitável uma vez apresentar um desvio padrão inferior a 1 *N*. Para as restantes rotações constata-se um desvio padrão inferior a 0.5 *N*, pelo que a gama de amostras obtidas no ensaio são passíveis de analisar.

No que se refere à interpretação dos valores de *thrust*, com o conjunto motor-hélice selecionado,

Tabela 6.4: Resultados Tunel de vento 20x08E.

RPM	Thrust [N]	Torque [Nm]	η	Desvio Padrão T[N]
4500	1.7443	0.355	20.41	± 0.304
5000	9.3835	0.672	52.23	± 0.390
5500	18.44	1.024	61.18	± 0.311
5800	24.00	1.229	62.94	± 0.405
6000	28.35	1.377	64.13	± 0.506
6200	32.26	1.517	64.10	± 0.432

verifica-se que o segmento de cruzeiro é assegurado para rotações superiores a 5500 RPM, inclusive, apresentando uma eficiência da hélice superior a 61 %. O segmento de subida, pelos resultados obtidos experimentalmente, não é garantido, necessitando deste modo, rotações superiores a 6200 RPM para a sua realização.

Hélice voo vertical

Para o sistema propulsivo de VTOL, referente ao voo vertical, a análise e interpretação de resultados procedeu-se de forma semelhante. Através da Figura 6.4, e da Tabela 6.5, é possível observar os valores dos parâmetros analisados e retirados do ensaio experimental para a velocidade de escoamento de 0 m/s . É apresentado a referência de força que cada conjunto motor-rotor deve debitar de forma a aeronave realizar o segmento de *hover*, retirado da fase preliminar ($\frac{21.77}{4} \times 9.81 = 53.39 \text{ N}$). Na tabela, é apresentado a variável figura de mérito (do inglês *figure of merit*, FoM), pelo que é definida pela razão entre a potência induzida ideal para *hover* e a potência total requerida, P . Este parâmetro equivale, segundo Leishman (2006), à eficiência estática dos rotores e representa-se através da equação 6.4 (Raymer, 1992).

$$FoM = \frac{T}{P} \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (6.4)$$

Os parâmetros apresentados na Tabela 6.5 são referente ao valor médio de cada variável sendo que na última coluna é apresentado o desvio padrão da amostra perante o valor médio.

Tabela 6.5: Resultados túnel de vento V22x7.4.

RPM	Thrust [N]	Torque [Nm]	FoM	Desvio Padrão T[N]
4000	36.68	1.088	0.630	± 0.240
4500	46.76	1.391	0.630	± 0.255
5000	57.95	1.729	0.629	± 0.953
5500	69.53	2.110	0.616	± 0.904
5800	78.10	2.360	0.622	± 0.591
6000	82.76	2.535	0.611	± 0.400

A análise referente à amostra de resultados obtidos no ensaio experimental para o conjunto propulsivo do segmento de VTOL realizou-se de forma idêntica ao voo horizontal. Para as rotações mais reduzidas apresentadas na Figura 6.4 verifica-se um intervalo de confiança mais adequado, onde o desvio padrão da variável é reduzido ($\approx 0.2 \text{ N}$). Para 6000 RPM constata-se igualmente um intervalo

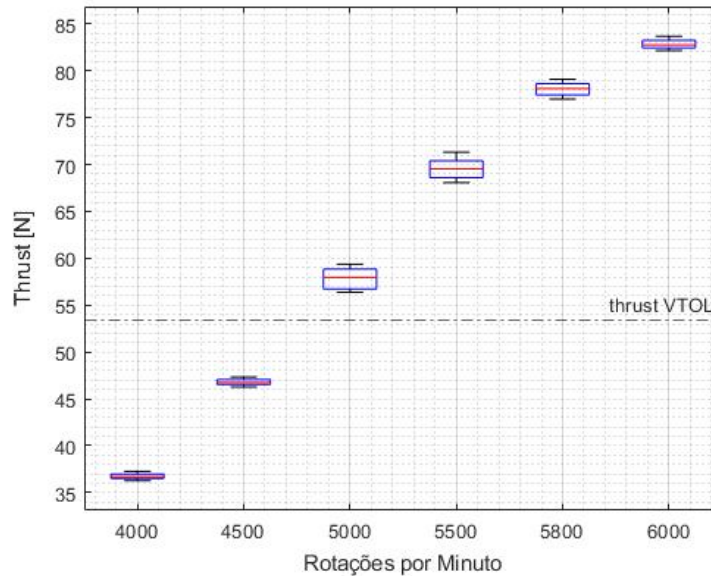


Figura 6.4: Diagrama de caixa dos resultados de túnel de vento para o rotor V22x7.4.

de confiança aceitável uma vez que apresenta um desvio padrão inferior a $0.5 N$. Para 5000, 5500 e 5800 RPM é possível observar uma discrepância superior dos valores da amostra, pelo que para as duas primeiras rotações referidas o desvio padrão encontra-se elevado em comparação com os restantes valores ($\approx 0.9 N$). Pode-se constatar que os valores retirados do ensaio experimental com o conjunto propulsivo VTOL apresentam um desvio padrão aceitável ($<1 N$), correspondendo a uma amostra adequada e de confiança para uma comparação futura.

Relativamente aos valores de *thrust* obtidos, é possível verificar que o segmento de VTOL com o conjunto propulsivo, é garantido aproximadamente a 5000 RPM, sendo concordante com os valores apresentados na Tabela 4.3, onde se verifica que o segmento é garantido aproximadamente a partir das 4859 rotações. No que diz respeito aos valores de FoM é possível observar um valor aproximadamente constante, dentro da gama de valores considerável pela bibliografia (0.6-0.8) (Raymer, 1992).

Deste modo pode-se concluir que perante os ensaios realizados, embora apresentem um desempenho aceitável para o segmento de *hover*, para a missão de voo horizontal apresentam igualmente um valor aceitável uma vez que o parâmetro FoM apresenta um valor próximo de 0.6.

No decorrer dos ensaios experimentais, e após a análise de resultados, verificou-se que os mesmos apresentam uma incerteza perante a amostra analisada e um erro associado. Desde os valores obtidos pelo sensor de força e torque, a colocação da velocidade de escoamento pretendida no túnel de vento, passando pela leitura das rotações através do sensor instalado, constatou-se que o procedimento experimental apresenta erros associados que poderão afetar os resultados finais. Todavia, optou-se por ter como referência os valores obtidos pelos ensaios para comparação com as análises numéricas, uma vez que apresentam a geometria real da hélice analisada assim como as condições atmosféricas efetivas.

6.4 Comparação e Interpretação Global dos Resultados Obtidos

6.4.1 Hélices Voo Horizontal

Pelas Figuras 6.5 e 6.6 é possível analisar o gráfico de comparação dos resultados obtidos nas secções anteriores, para a hélice APC 20x10E e APC 20x8E, respetivamente, a uma velocidade de escoamento de 38 nós. Observa-se a regressão polinomial dos valores das análises computacional e BET. Relativamente aos resultados de túnel de vento, os pontos extremos representam os valores máximo, mediana e mínimo, respetivamente, de cima para baixo em cada posição/RPM. Nas Tabelas 6.6 e 6.7 estão representados os erros das análises efetuadas dos parâmetros de *thrust*, torque e eficiência, em comparação com o valor médio presente nas Tabelas 6.3 e 6.4, referentes aos ensaios experimentais.

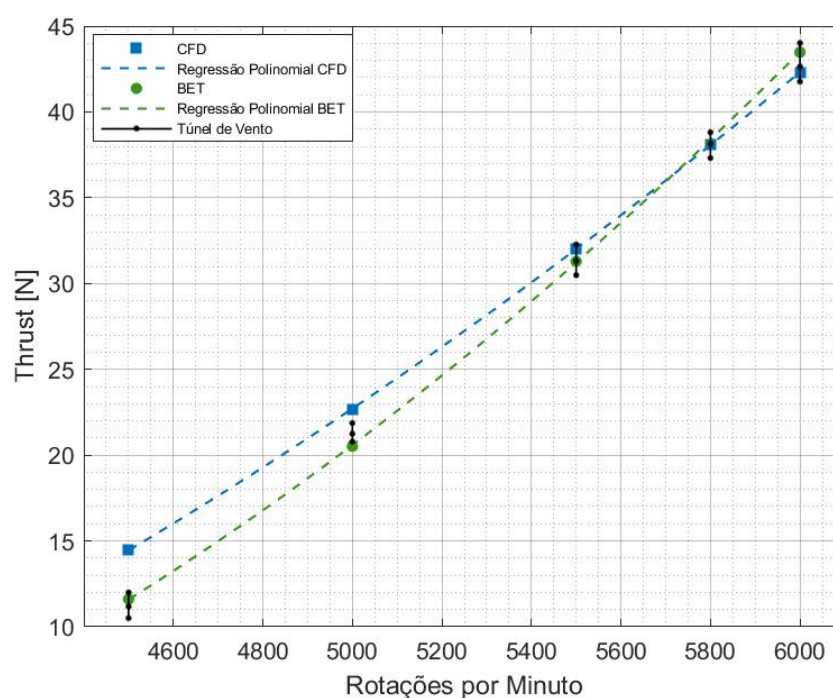


Figura 6.5: Representação do *thrust* a diferentes RPM para as análises efetuadas da hélice 20x10E.

Tabela 6.6: Erro das análises CFD e BET perante a média dos resultados experimentais.

RPM	CFD			BET		
	Erro T [%]	Erro Q [%]	Erro η [%]	Erro T [%]	Erro Q [%]	Erro η [%]
4500	29.46	16.25	11.23	3.90	-20.53	30.58
5000	6.79	4.98	1.61	-3.40	-18.43	18.28
5500	2.26	2.99	-0.83	-0.087	-13.2	14.97
5800	-0.14	1.40	-1.66	—	—	—
6000	-0.80	0.93	-1.83	1.97	-10.26	13.49

Em análise aos resultados apresentados na Figura 6.5 e na Tabela 6.6, é possível observar que os resultados BET, à exceção das 5000 rotações, encontra-se sempre na gama de valores registados em túnel de vento, apresentando um erro inferior a 10 % perante a variável de *thrust*. Pode-se concluir que

o procedimento numérico adotado é aceitável para efetuar uma previsão inicial de valores de força. A respeito do torque é uma metodologia que subestima a variável assim como sobreavalia a eficiência. Neste sentido, prevê-se que tal discrepância esteja relacionada com as considerações e simplificações que a teoria assume.

Em interpretação aos resultados CFD, à exceção das 4500 RPM observa-se um erro sempre inferior a 10 % o que representa uma gama de resultados aceitável. Relativo à análise computacional analisada pode-se concluir que para rotações superiores a 5000, o estudo prático apresenta uma metodologia capaz de prever com precisão os parâmetros de força, torque e eficiência. Para baixas rotações é possível observar um erro superior a 10 %, pelo que o método sobrestima os valores registados em túnel. Em análise ao processo realizado verificou-se que tal discrepância de resultados se pode dever a diversos fatores: A geometria da hélice junto ao cubo, como referido anteriormente, foi modelado com algumas imprecisões, o que poderá ser um dos fatores de influência da força produzida. No entanto, prevê-se que tal diferença seja relativa à análise computacional efetuada. Rotações mais baixas, são representadas por números de *Reynolds* reduzidos, que por sua vez são caracterizados por valores de *drag* viscosos superiores. Neste sentido, analisa-se que a modelação da camada limite efetuada não seja apropriada para valores reduzidos de *thrust*, ou que o modelo de turbulência não seja o mais adequado igualmente para baixos valores de força. Pela análise e observação efetuada na secção 5.2.4, referente a baixas rotações, uma vez observada a redução do y^+ prevê-se que o erro relativo aumente aquando da redução das RPM.

Outro ponto identificado como possível causa, prende-se com a análise da equação 2.1 ao *propeller* em estudo. Pela aplicação da equação, perante a velocidade de cruzeiro de 38 nós, verifica-se que a hélice 20x10E começa a perder eficiência aproximadamente a partir das 4500 rotações, pelo que é coerente com o valor presente na Tabela 6.6. Deste modo é passível de analisar que os ensaios experimentais, uma vez aplicados com a hélice real, têm em consideração este fenómeno, ao invés da análise numérica BET que poderá não ter em consideração o fenómeno de perdas de eficiência por parte do *pitch*. No entanto, face ao apresentado, prevê-se não ser o fator primário da discrepância de valores para baixas rotações, uma vez a comparação efetuada ser de cariz teórico com diversas aproximações.

A respeito da análise dos resultados observados através da Figura 6.6 e da Tabela 6.7, no que diz respeito à análise numérica BET, verifica-se novamente a mesma tendência, observando-se um erro inferior a 10 % da variável *thrust* em comparação com os valores experimentais. As restantes variáveis apresentam a mesma variação observada anteriormente, pelo que o parâmetro de torque é subestimado e a eficiência sobrestimada. Deste modo pode-se concluir novamente que o método teórico aplicado é uma boa aproximação inicial na previsão de *thrust*.

Pela análise CFD realizada, observa-se a mesma variação na análise anterior. É possível constatar que referente a baixas rotações (4500 e 5000 RPM), e conseqüentemente baixos valores de força, o erro é superior a 10 %. Tal discrepância vem de acordo com o que foi referido anteriormente acerca dos resultados da hélice 20x10E sob possíveis causas da variação de valores. Para elevadas rotações verifica-se um erro inferior a 10 % dos parâmetros de *thrust* e torque. Para a eficiência observa-se um

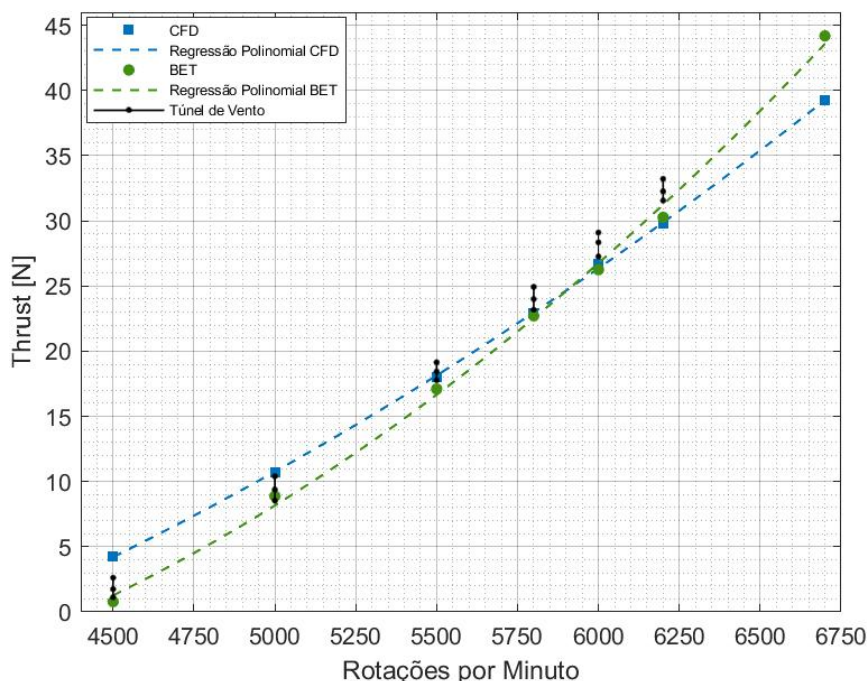


Figura 6.6: Representação do *thrust* a diferentes RPM para as análises efetuadas da hélice 20x8E.

Tabela 6.7: Erro das análises CFD e BET perante a média dos resultados experimentais - 20x8E.

RPM	CFD			BET		
	Erro T [%]	Erro Q [%]	Erro η [%]	Erro T [%]	Erro Q [%]	Erro η [%]
4500	144.4	64.68	48.22	-	-	-
5000	13.99	24.79	-8.76	-5.36	-25.22	26.40
5500	-2.16	9.23	-10.54	-7.26	-21.36	17.77
5800	-4.68	5.72	-9.94	-5.36	-18.57	16.08
6000	-5.72	5.91	-11.09	-7.39	-19.03	13.92
6200	-7.76	2.24	-9.88	-6.17	-17.88	14.30

erro aproximadamente de 10 % para as elevadas rotações. Neste sentido, verifica-se novamente que a análise computacional é capaz de prever com precisão os parâmetros analisados.

Relativamente ao segmento de subida, realizou-se a análise teórico-prática para 6700 RPM de forma a analisar o limite de rotações para a hélice 20x8E e prever se o segmento é garantido nas rotações pretendidas. De referir novamente, que tal valor não foi testado experimentalmente, devido à limitação de material presente no CIAFA. Pela Figura 6.6 observa-se uma discrepância de valores, verificando-se que segundo a análise CFD o segmento não é garantido às rotações pretendidas. Perante a análise BET o segmento é garantido. Analisada a linha de tendência dos resultados BET com os valores experimentais, e uma vez que os valores da análise teórica subestimam os resultados experimentais ao longo de todo o estudo efetuado, pode-se concluir, numa primeira análise, que segundo os resultados experimentais o segmento de subida seria garantido a 6700 RPM.

Comparando as hélices, através dos resultados obtidos nos diversos estudos realizados, verifica-se que a hélice 20x10E apresenta melhor desempenho em comparação com a 20x8E. Para hélices do mesmo diâmetro verifica-se valores de força, torque e eficiência superiores para toda a gama de

rotações face a um *pitch* superior.

De seguida apresentam-se os resultados comparativos referentes às hélices 21x13E e 22x12E. Como referido anteriormente, não foram efetuadas análises em túnel de vento, pelo que apenas é apresentada a comparação de resultados do estudo teórico e computacional. Na Tabela 6.8 é possível analisar o erro das variáveis de *thrust* e torque obtidos na análise numérica BET em comparação com os valores de CFD.

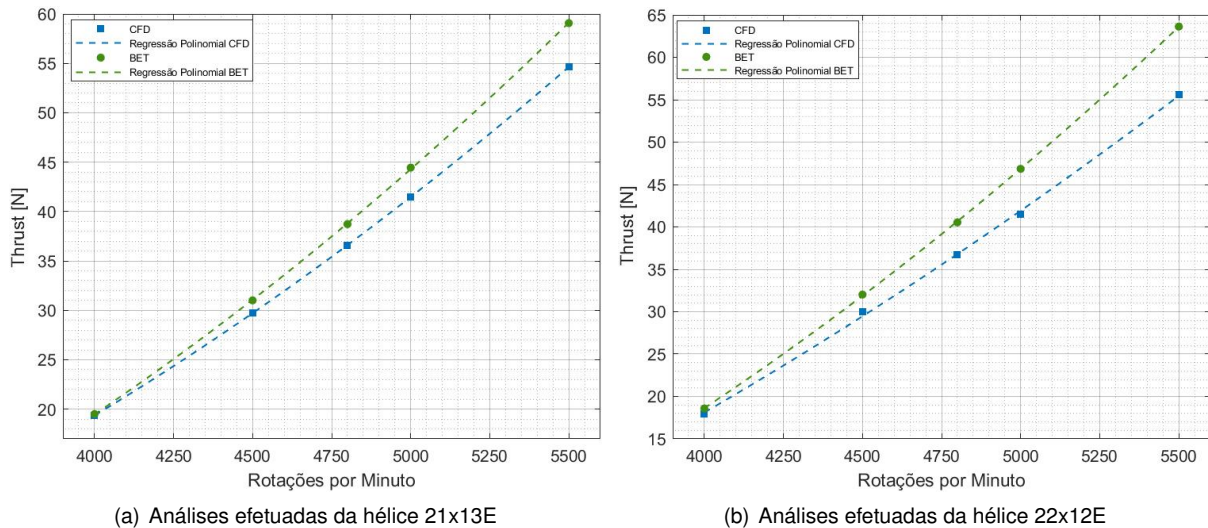


Figura 6.7: Representação do *thrust* a diferentes RPM das hélices 21x13E e 22x12E

Tabela 6.8: Erro da análise BET perante os resultados CFD.

RPM	21x13E		22x12E	
	Erro T [%]	Erro Q [%]	Erro T [%]	Erro Q [%]
4000	0.82	-14.56	3.55	-17.35
4500	4.25	-10.26	10.58	-8.81
4800	5.88	-8.70	11.27	-5.99
5000	7.14	-7.64	12.93	-5.44
5500	8.13	-6.60	14.41	-3.26

Pela análise e interpretação dos resultados, é possível observar que, para ambas as hélices, a análise numérica BET sobrestima os valores computacionais. Verifica-se um aumento crescente do erro do parâmetro *thrust* com o aumento da velocidade rotacional. Por outro lado, pode-se analisar que relativamente ao torque o erro é decrescente. De realçar que o comportamento verificado pelas linhas de tendência na Figura 6.7 diferem do comportamento registado nas Figuras 6.5 e 6.6, onde se verifica uma sobrestimação dos valores da análise BET, em comparação com os computacionais, a partir de elevadas rotações (≈ 6000 RPM). Posto isto, pela observação registada, e uma vez aplicada a mesma metodologia CFD para todos estudos, pode-se prever que tal diferença deve-se à geometria das hélices analisadas, desde o seu diâmetro ao *pitch*.

Comparando ambas as hélices e perante os resultados numéricos, apresentados nas secções

5.5,5.6, 5.12 e 5.13 é possível analisar que a hélice 21x13E apresenta melhor desempenho relativamente à hélice 22x12E. Relativamente aos valores da força produzida não se observa uma elevada variação, porém, os valores de torque apresentam um maior impacto, verificando-se igualmente um valor de eficiência superior da hélice 21x13 para todas as velocidades de rotação. Embora seja uma hélice com um diâmetro inferior, pode-se concluir que um *pitch* superior apresenta vantagens no desempenho da hélice para velocidades próximas da *pitch speed*, verificado-se igualmente na análise comparativa entre as hélices 20x10E e 20x8E.

Seleção da Hélice de Voo Horizontal

Após análise, comparação e interpretação dos resultados obtidos, como aspeto final, efetuou-se a seleção da hélice de voo horizontal com base nos mesmos. Como variável primária de comparação, optou-se por analisar o parâmetro de eficiência da hélice.

Neste sentido, para voo cruzeiro, segmento onde é necessário produzir *thrust* superior a 17.08 N, verifica-se que as hélices 20x10E e 21x13E apresentam os valores de eficiência mais elevados a uma velocidade rotacional de 5000 e 4000 RPM, respetivamente (rotações mínimas para garantir o segmento). Referente ao segmento de subida, verifica-se novamente que ambas as hélices apresentam melhor eficiência às rotações mínimas para garantir o segmento, necessário produzir 40.34 N, verificando-se de novo serem as duas hélices mais adequadas.

Adicionalmente, outro aspeto de decisão recaiu sobre as limitações do conjunto propulsivo. Testado em túnel de vento, verifica-se que com o motor selecionado e a hélice 20x10E, os segmentos de voo são garantidos face ao impulso produzido. Face à não presença de material no CIAFA, o conjunto propulsivo, com a hélice 21x13E, não foi possível de ser testado pelo que não é garantido experimentalmente a sua operação. Prevê-se que a hélice 21x13E poderá consumir demasiado torque e *thrust* a elevadas rotações, pelo que não é garantido a sua operação a 5000 e 5500 RPM. Face ao problema exposto e uma vez os resultados experimentais serem satisfatórios face aos computacionais, a hélice APC20x10E foi selecionada de forma a operar na aeronave desenvolvida.

Como aspeto final, apresenta-se o valor do parâmetro de eficiência obtido na análise experimental e computacional ($\approx 66\%$). Este valor é subestimado em comparação com o valor considerado na fase conceptual de 80%, para a configuração *tractor*. Perante a análise efetuada pelos autores, (Roskam & Lan, 1997), inerente à eficiência da hélice na configuração do tipo *pusher*, é possível verificar que para uma razão d/D inferior a 0.5, a eficiência das configurações *pusher* e *tractor* apresentam aproximadamente o mesmo valor. Neste contexto e face ao valor do diâmetro da fuselagem, d , apresentado por (Sá, 2021), de 0.24 m, e à seleção da hélice 20x10E, o valor da variável mencionada é aproximadamente 0.47.

Posto isto, e diante do que foi apresentado, pode-se concluir que a eficiência da hélice 20x10E na configuração *pusher*, apresenta um valor semelhante a 66%, pelo que vai de acordo com a estimativa inicial admitida. Não obstante, nesta fase verifica-se que a hélice selecionada, em conjunto com o motor, vão de encontro com os requisitos do projeto, capaz de garantir o segmento de cruzeiro e subida convencional.

6.4.2 Rotor VTOL

A análise e comparação de resultados relativos ao rotor vertical efetuou-se perante os ensaios experimentais, computacionais e dados fornecidos pela empresa *T-Motor* (Figura 6.8). Na Tabela 6.9 observa-se os erros dos parâmetros de desempenho da hélice da análise CFD em comparação com o valor médio dos ensaios em túnel de vento.

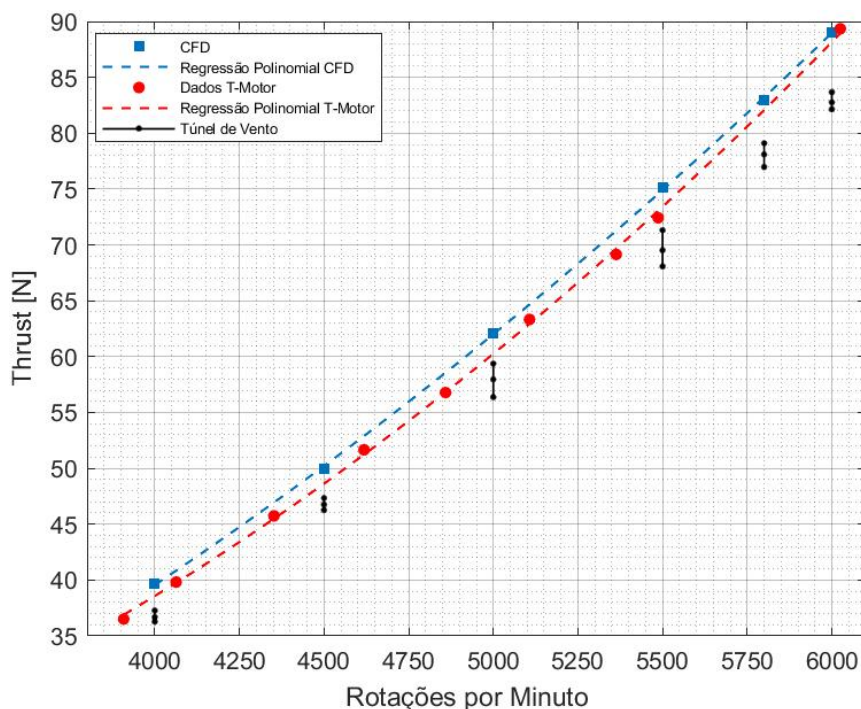


Figura 6.8: Representação do *thrust* a diferentes RPM para as análises efetuadas da rotor V22x7.4.

Tabela 6.9: Erro da análise CFD perante o valor médio dos resultados experimentais - V22x7.4.

RPM	Erro T [%]	Erro Q [%]	Erro FoM [%]
4000	8.106	19.81	-6.183
4500	7.397	17.98	-5.663
5000	7.074	17.13	-5.411
5500	8.111	16.38	-3.408
5800	7.031	15.72	-4.315
6000	8.161	15.30	-2.435

Pode-se observar a partir da figura que os valores CFD sobreavaliam o *thrust* gerado pelo rotor quando comparado com os valores experimentais de túnel de vento. Verifica-se um erro sistémico na ordem dos 7-8 % pelo que, uma vez analisadas as causas, o erro pode ser reduzido. Como apresentado anteriormente na secção 5.2.1, identifica-se como uma possível causa, a modelação não exata do rotor. Referente aos dados da *T-Motor* é passível de analisar que os mesmo sobrestimam igualmente o valor de *thrust* dos ensaios experimentais, pelo que se pode identificar outro ponto como possível erro, associado ao túnel de vento.

No que diz respeito aos restantes parâmetros, pela Tabela 6.9 verifica-se que para o torque, a análise efetuada sobrestima igualmente o parâmetro onde se verifica um erro superior a 10 % pelo

que o mesmo é decrescente. Relativo à FoM observa-se novamente um erro decrescente, todavia os valores CFD apresentam um erro reduzido, dentro da gama de valores aceitável (<10 %).

Posto isto, não obstante o parâmetro de torque apresentar um erro elevado, a metodologia adotada no processo, desde a sua modelação até às simulações CFD, é considerada aceitável uma vez apresentar um erro de força e FoM inferior a 10 %. Verifica-se também, pela secção 5.2.4, a modelação correta do parâmetro y^+ pelo que o modelo de turbulência aplicado é validado para escoamentos rotacionais. Deste modo o processo apresentado é validado permitindo uma análise do conjunto propulsivo com menos custos envolvidos associado ao túnel de vento.

Pode-se igualmente concluir que o rotor analisado V22x7.4, segundo os estudos efetuados, é capaz de cumprir com os requisitos e parâmetros estabelecidos pelos autores do projeto referente ao segmento de VTOL.

Capítulo 7

Considerações Finais

7.1 Síntese e Principais Conclusões

A presente dissertação inicia-se com a definição dos objetivos do projeto. No seguimento da estratégia nacional perante a redução de emissões de gases de efeito de estufa e aposta em energias de fontes renováveis, assim como a contribuição da AED no uso e armazenamento de hidrogénio, foi proposto o desenvolvimento de um VANT com capacidade VTOL e com célula de combustível de hidrogénio como fonte principal de energia. O desenvolvimento do projeto abrange diversas áreas pelo que o foco do presente trabalho centrou-se no estudo do sistema propulsivo.

Definida a proposta e os requisitos, os autores do projeto elaboraram em conjunto, o conceito inicial que se tornou o ponto de partida de cada uma das dissertações. Numa fase inicial efetuou-se uma revisão de literatura centrada em duas áreas distintas. A primeira aborda conceitos e fundamentos relacionados com o sistema propulsivo bem como um estudo de mercado de diversos UAV com propriedades semelhantes à proposta realizada. O último ponto é referente às ferramentas computacionais implementadas com ênfase na metodologia CFD adotada.

Na fase de design conceptual foram definidos e justificados diversos parâmetros e estimativas iniciais consideradas relevantes no desenvolvimento do projeto. Adicionalmente, com base na análise de mercado realizado, e perante as suas características, foram selecionadas duas células de combustível pertencentes à empresa *Intelligent Energy* por forma a realizar um estudo mais rigoroso.

A fase preliminar decorreu da análise e posterior seleção dos componentes do sistema propulsivo para os segmentos VTOL, desde as baterias, motor, ESC e rotor, passando pelo segmento de voo horizontal, desde as baterias, tanque de combustível, célula de combustível, motor e ESC. Nesta fase foram selecionadas quatro hélices de voo horizontal, que em conjunto com o rotor selecionado foram sujeitas a um estudo mais detalhado subsequentemente. Esta fase terminou com a apresentação da massa total dos componentes do sistema energético e propulsivo da aeronave, pelo que como valor final de peso máximo à descolagem da aeronave obteve-se o valor de 21.66 kg.

Referente ao projeto detalhado, foram efetuadas as análises teórico-prática e experimental. Para as hélices de voo horizontal, inicialmente efetuou-se o estudo do modelo teórico *Blade Element Theory*

por forma a obter valores iniciais dos parâmetros de *thrust*, torque e eficiência. Em comparação com os restantes estudos concluiu-se que a metodologia adotada representa um bom método de comparação entre hélices. Verificou-se igualmente ser um bom método no que diz respeito a obtenção de valores de *thrust*, uma vez apresentar erro inferior a 10 % em comparação com os ensaios experimentais.

No que diz respeito aos ensaios de túnel de vento, constatou-se que para o rotor VTOL testado, o conjunto propulsivo é capaz de produzir força suficiente para efetuar o segmento de *hover*. No que diz respeito às hélices de voo horizontal testadas, devido à limitação de material, apenas a hélice 20x10E garante a operação correta dos segmentos de voo cruzeiro e subida. Pela análise dos resultados, verificou-se um valor de desvio padrão inferior a 1 N para todas as amostra retiradas. Face a este valor, afirma-se que os dados obtidos são passíveis de analisar, tendo sido considerados uma boa amostra de valores. Todavia, verificou-se que o processo experimental em túnel de vento não é preciso face à instabilidade do sensor, e colocação da velocidade de escoamento, pelo que carece de melhorias no seu futuro.

Quanto à metodologia CFD, após a criação do modelo CAD para cada hélices, e perante a definição do domínio computacional, realizou-se numa primeira fase o estudo de convergência de malha das mesmas. Posteriormente, a interpretação das simulações efetuou-se pela observação dos parâmetros de y^+ e pressão ao longo da pá. Foi possível constatar a variação do parâmetro y^+ dentro dos limites estabelecidos pelo modelo de turbulência, validando desta forma o modelo aplicado a escoamentos rotativos, assim como a variável de $y_{pretendido}^+$ estabelecida. O parâmetro de pressão apresenta um comportamento semelhante, pelo que se observou maior pressão no intradorso do que no extradorso, confirmando deste modo que o *thrust* é maioritariamente produzido pela superfície interna do *propeller*.

Em interpretação à comparação dos resultados entre os diversos parâmetros de voo horizontal, constatou-se que perante as simulações CFD, aplicando o modelo MRF, o estudo permite uma análise precisa dos parâmetros analisados para rotações elevadas, observando-se um erro inferior a 10 % dos valores computacionais quando comparados com os ensaios experimentais. Neste contexto a análise CFD apresenta ser uma boa alternativa aos ensaios em túnel de vento, permitindo deste modo uma redução dos recursos e custos associados. A respeito da análise a baixas rotações, concluiu-se que a discrepância de valores possa advir de diversos fatores. Como principal causa considerou-se a modelação não precisa da camada limite assim como a não adequação do modelo de turbulência para valores reduzidos de *thrust*. Em jeito de conclusão, efetuou-se a seleção da hélice mais adequada ao voo horizontal. Perante os resultados obtidos em túnel e CFD, e uma vez garantida a operação nas condições de voo em túnel de vento, optou-se por seleccionar a hélice 20x10E

Relativamente aos resultados para o rotor VTOL, verificou-se que as simulações CFD sobrestimam os valores experimentais, observando um erro constante de aproximadamente 8 % para a variável *thrust*. Neste sentido, concluiu-se que as simulações CFD permitem a análise rigorosa dos parâmetros analisados à excessão do torque. Tal erro pode ser reduzido face às principais causas identificadas face à modelação não exata do rotor, representando um processo complexo e rigoroso.

Em suma, os resultados obtidos permitem validar a metodologia adotada na modelação e análise CFD de todas as hélices em estudo, uma vez verificar-se erros reduzidos das variáveis (< 10 %).

7.2 Recomendações e Desenvolvimentos Futuros

No decorrer da dissertação diversos foram os trabalhos desenvolvidos para a concretização dos objetivos. Todavia, restrições como o tempo e limitação dos recursos disponíveis levaram à não realização de certas tarefas. Neste sentido, são apresentadas recomendações para ao desenvolvimento de trabalhos futuros tendo por base a experiência e o conhecimento adquirido no decorrer da dissertação, que visam a expansão da aplicabilidade deste projeto.

No que diz respeito à análise teórica BET realizada, pode-se concluir que o trabalho desenvolvido manualmente usando uma folha de cálculo, apesar de apresentar resultados positivos e concordantes, é um processo demorado que por sua vez pode ser ultrapassado. O método iterativo realizado é o procedimento que requer mais foco, pelo que é recomendado o desenvolvimento de uma ferramenta capaz de realizar este método com mais rapidez. Esta teria a capacidade de registar os valores obtidos em XFLR5 e efetuar paralelamente cálculos teóricos.

A respeito de trabalho desenvolvido no processo de modelação do rotor VTOL, presente na secção 5.2.1, verificou-se, após a sua finalização, a melhoria em certos aspetos na criação molde. O uso de uma resina de cor, ou invés de cera, é uma recomendação apresentada uma vez facilitar o processo de corte e detetar diferenças de cor entre o gesso e o perfil em zonas de difícil perceção das fotos. Outro ponto, é a realização de uma marcação ao longo do gesso, com este ainda líquido, de forma à referência considerada nas fotos ser mais precisa. Adicionalmente, recomenda-se uma alteração da metodologia adotada após a finalização molde de forma a facilitar e acelerar o processo. Em oposição à extração dos pontos de cada perfil pelo *software* GIMP, recomenda-se efetuar uma análise ao perfil do molde e realizar um estudo de perfis semelhantes ao obtido pelo. Posteriormente o perfil selecionado seria dimensionado pela sua espessura e corda de acordo com a foto retirada. Deste modo, considera-se que o procedimento adotado seria efetuado com mais rapidez e as diferenças visuais da geometria seriam reduzidas em comparação com o atual método realizado.

A investigação de outros método de forma a obter o perfil da hélice é outra recomendação. A nível de exemplo, apresenta-se uma técnica onde a hélice seria coberta de tinta fluorescente e posteriormente seriam retiradas fotos com contraste presentes numa sala escura. Na mesma sequência da pintura, seria a utilização de uma tinta densa com alto teor de um metal e aplicar uma técnica de RX. Ambos os processos, são exemplos que requerem de alguma investigação e análise.

Relativamente à análise computacional conduzida, certos aspetos carecem de uma maior análise. Neste sentido, recomenda-se efetuar um estudo dos parâmetros da malha, presentes na tabela 5.9, de forma a verificar qual das variáveis terá maior impacto nos resultados. No mesmo âmbito da análise CFD, é apresentada como sugestão final a realização da análise do sistema propulsivo na configuração *pusher*. Deste modo recomenda-se a modelação da fuselagem da VANT desenvolvido e a incorporação da hélice na mesma. Uma nova configuração do domínio teria de ser considerada nomeadamente a definição do domínio rotativo e aplicação de uma área mais refinada na zona da esteira da hélice.

Referências

- Academia da Força Aérea. (2021). *Projeto de investigação e tecnologia em veículos aéreos não-tripulados*. Retrieved from <https://www.academiafa.edu.pt/p-555-pitvant> (Último acesso: 22 maio, 2021.)
- Acharya, R. (2016). *Investigation of differences in ansys solvers cfx and fluent*.
- AeroVironment. (2003). *Today's innovative concepts tomorrow's market leading solutions - hornet*. Retrieved from <https://www.avinc.com/innovative-solutions/small-uas> (Último acesso: 30 maio, 2021.)
- Airbus. (2020). *Hydrogen in aviation: how close is it?* Retrieved from <https://www.airbus.com/en/newsroom/stories/2020-09-is-this-the-next-clean-energy-to-power-aviation> (Último acesso: 5 maio, 2021.)
- Alves, B. (2021). *Multidisciplinary optimisation of an unmanned aerialvehicle with a fuel cell powered energy system* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea, Sintra, Portugal.
- Alves, B., Coelho, V., Silva, P., Marta, A., Afonso, F., Sá, P., ... Caetano, J. (2021, July). Design of a hydrogen powered small electric fixed-wing uav with vtol capability. In A. C. Marta & A. Suleman (Eds.), *International conference on multidisciplinary design optimization of aerospace systems* (p. 290-304). Lisbon, Portugal: Aerobest 2021. (ISBN: 978-989-99424-8-6)
- ANSYS, CFX. (2011). reference guide, release 14.0, ansys. *Inc. Nov.*
- Ansys Inc. (2001). Fluent user's guide. In (chap. 9: Modeling Flows in Moving Zones).
- Ansys Inc. (2010, 11). *Ansys Meshing User's Guide, Release 13.0*.
- Ansys Inc. (2013, 11). Ansys fluent user's guide, release 15.0 [Computer software manual].
- Ansys Inc. (2021). *Ansys fluids computational fluid dynamics (cfd) simulation*. Retrieved from <https://www.ansys.com/products/fluids> (Último acesso: 15 junho, 2021.)
- Barnhart, R. K., Marshall, D. M., & Shappee, E. J. (2021). *Introduction to unmanned aircraft systems* (3rd ed.).
- Barthelemy, H., Weber, M., & Barbier, F. (2017). Hydrogen storage: Recent improvements and industrial perspectives. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42. doi: 10.1016/j.ijhydene.2016.03.178
- Beirão, B. (2019). *O panorama dos drones em portugal* (Unpublished master's thesis). Instituto Superior Técnico, Portugal.
- Bengt, A., Ronnie, A., Love, H., Mikael, M., Rahman, S., & Berend, v. W. (2011). *Computational fluid dynamics for engineers*. Cambridge University Press.

- Blomen, L. J., & Mugerwa, M. N. (2013). *Fuel cell systems*. Springer Science & Business Media.
- Brun, N. S. (2018). *Preliminary design of a fuel cell - battery hybrid propulsion system for a small vtol uav* (Master's thesis, Faculty of Science and Technology). Retrieved from https://uis.brage.unit.no/uis-xmlui/bitstream/handle/11250/2561949/Brun_Ninni_Sofie.pdf?sequence=1&isAllowed=y
- Caetano, J. V., & Morgado, J. P. (2019). Portuguese air force uav development, certification and operations in maritime environment.
- Coelho, V. (2021). *Aerodynamic detailed design of an unmanned aerialvehicle with a fuel cell powered energy system* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea, Sintra, Portugal.
- Corke, T. C. (2003). *Design of aircraft*. New Jersey: Pearson Education, Inc.
- da Ponte, M. S. M. (2016). *Development of a preliminary design tool for conventional co-axial and tandem helicopter configuration* (Unpublished master's thesis). Universidade de Lisboa - Instituto Superior Técnico, Portugal.
- de Oliveira, J. (2009). Materiais usados na construção de motores elétricos. *Seminário Técnico, PUCRS*.
- Doosan Mobility Innovation. (2021). *Dm15 / dp15 powerpack*. Retrieved from <https://www.doosanmobility.com/en/products/powerpack-dm15/> (Último acesso: 5 março, 2021.)
- Dündar, Ö., Bilici, M., & Ünler, T. (2020). Design and performance analyses of a fixed wing battery vtol uav. *Engineering Science and Technology, an International Journal*, 23(5), 1182–1193.
- Dutczak, J. (2018). Issues related to fuel cells application to small drones propulsion. In *Iop conference series: Materials science and engineering* (Vol. 421, p. 042014).
- Engineering, I. (2021). *A brief history of drones: The remote controlled unmanned aerial vehicles (uavs)*. Retrieved from <https://interestingengineering.com/a-brief-history-of-drones-the-remote-controlled-unmanned-aerial-vehicles-uavs> (Último acesso: 21 maio, 2021.)
- European Defence Agency. (2020). *First energy consultation forum project to receive eu funding*. Retrieved from <https://eda.europa.eu/news-and-events/news/2020/03/10/first-energy-consultation-forum-project-to-receive-eu-funding#> (Último acesso: 5 maio, 2021.)
- Fahlstrom, P. G., & Gleason, T. J. (2012). *Introduction to uav systems: Fourth edition*.
- Fernandes, F. M. (2021). *Internship report - msc aerospace engineering flight performance and propulsion* (Tech. Rep.). TU Delft.
- Gavrilovic, N., Vincekovic, D., & Moschetta, J. (2019). A long range fuel cell/soaring uav system for crossing the atlantic ocean. In *11th international micro air vehicle competition and conference, madrid, spain. imav* (p. 121e31).
- Gong, A., & Verstraete, D. (2017). Experimental testing of electronic speed controllers for uavs. In *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference* (p. 4955).
- González-Espasandín, Ó., Leo, T. J., & Navarro-Arévalo, E. (2014). Fuel cells: a real option for unmanned aerial vehicles propulsion. *The Scientific World Journal*, 2014.
- Green, C. R. (2015). Modeling and test of the efficiency of electronic speed controllers for brushless dc

motors..

- Gudmundsson, S. (2014). *General aviation aircraft design: Applied methods and procedures*. Elsevier.
- Gundlach, J. (2012). *Designing unmanned aircraft systems: A comprehensive approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Gupta, S. G., Ghonge, M. M., Jawandhiya, P. M., et al. (2013). Review of unmanned aircraft system (uas). *International journal of advanced research in computer engineering & technology (IJAR-CET)*, 2(4), 1646–1658.
- Hacker. (2021). *Hacker motor gmbh website*. <https://www.hacker-motor-shop.com/>.
- Haile, S. M. (2003). Materials for fuel cells. *Materials today*, 6(3), 24–29.
- Henningson, D. S., & Berggren, M. (2005). *Fluid dynamics: Theory and computation*.
- Hirsch, C. (2007). *Numerical computation of internal and external flows: Fundamentals of computational fluid dynamics* (2nd ed.). Elsevier.
- Intelligent Energy. (2019). 650w/800w fuel cell power module - user manual [Computer software manual]. Charnwood Building, Holywell Park, Ashby Road.
- Intelligent Energy. (2021). *Our uav products*. Charnwood Building, Holywell Park, Ashby Road. Retrieved from <https://www.intelligent-energy.com/our-products/uavs/>
- Intelligent Energy*. (2020). Guide to cylinder options for uav applications [Computer software manual]. Charnwood Building, Holywell Park, Ashby Road.
- International Armour. (2021). *Alti reach vtol uav*. Retrieved from <https://www.armour.gr/defense-uav-drones.php> (Último acesso: 26 março, 2021.)
- Johnson, W. (2012). *Helicopter theory*. Courier Corporation.
- Jones, W., & Launder, B. (1972). The prediction of laminarization with a 2-equation model of turbulence, *internat. j. Heat Mass Transfer*, 15.
- Julien, C., Mauger, A., Vijn, A., & Zaghbi, K. (2016). *Lithium batteries: Science and technology* (1st ed.). Springer International Publishing.
- Jurovich Surveying. (2021). *What's the difference between uav and uas?* Retrieved from <https://www.jurovichsurveying.com.au/faq/difference-uav-uas> (Último acesso: 18 maio, 2021.)
- Khalil, E. E. (2021). *Cfd history and applications*.
- Krawczyk, J. M., Mazur, A. M., Sasin, T., & Stokłosa, A. (2014). Fuel cells as alternative power for unmanned aircraft systems - current situation and development trends. *Prace Instytutu Lotnictwa*.
- Kuron, M. (2015). *3 criteria for assessing cfd convergence*. Retrieved from <https://www.engineering.com/DesignSoftware/DesignSoftwareArticles/ArticleID/9296/3-Criteria-for-Assessing-CFD-Convergence.aspx> (Último acesso: 18 setembro, 2021.)
- Kutty, H. A., & Rajendran, P. (2017). 3d cfd simulation and experimental validation of small apc slow flyer propeller blade. *Aerospace*, 4(1), 10.
- Leishman, J. G. (2006). *Principles of helicopter aerodynamics* (2nd ed.). Cambridge University Press.
- Linden, D., & Reddy, T. B. (2001). *Handbook of batteries*. McGraw-Hill Professional.
- Maisel, M. D., Giulianetti, D. J., & Dugan, D. C. (2000). *The History of the XV-15 Tilt Rotor Research Aircraft: From Concept to Flight* (Tech. Rep.). NASA.

- Massachusetts Institute of Technology. (2006). *Dc motor/propeller characterization*. Retrieved from <https://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/systems-labs-06/sp13.pdf> (Último acesso: 2 outubro, 2021.)
- McDonough, J. M. (2007). Lectures in computational fluid dynamics of incompressible flow: Mathematics, algorithms and implementations.
- Mendes, P. (2021). *Design of a fixed-wing tilt-rotor quadcopter class i mini unmanned aircraft - propulsion system design and prototype manufacturings* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea.
- Micromulticopter Aviation. (2021). *Griffion m8*. Retrieved from <https://www.mmcuav.com/kits/> (Último acesso: 28 março, 2021.)
- Morgado, J., Santos, A., & Caetano, J. (2017). Portuguese air force research, development and innovation centre (CIDIFA): Rd&i in the area of autonomous unmanned aerial systems. *Instituto da Defesa Nacional*.
- Moukalled, F., Mangani, L., & Darwish, M. (2015). *The finite volume method in computational fluid dynamics: An advanced introduction with openfoam and matlab* (1st ed.). Springer Publishing Company, Incorporated.
- Naval Technology. (2021). *Ion tiger uav*. Retrieved from <https://www.naval-technology.com/projects/ion-tiger-uav/> (Último acesso: 30 maio, 2021.)
- Office of the Chairman of the Joint Chiefs of Staff. (2021). *DOD Dictionary of Military and Associated Terms*. Joint Education and Doctrine Division.
- OpenCFD Ltd. (2021). *Openfoam*. Retrieved from <https://www.openfoam.com/> (Último acesso: 7 julho, 2021.)
- O'Hayre, R., Cha, S.-W., Colella, W. G., & Prinz, F. B. (2016). *Fuel cell fundamentals*. John Wiley & Sons, Inc.
- Parada, L. M. A. (2016). *Conceptual and preliminary design of a long endurance electric uav* (Master's thesis, Instituto Superior Técnico, Portugal). Retrieved from https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/1407770020545502/Luis_Parada_Thesis.pdf.
- Petrović, Z., Stupar, S., Kostić, I., & Simonović, A. (2010). Determination of a light helicopter flight performance at the preliminary design stage. *Strojnicki Vestnik/Journal of Mechanical Engineering*, 56(9).
- Plug Power. (2020). Fuel cell power, 1kw fuel cell system for industrial robotics [Computer software manual]. 968 Albany Shaker Road, Latham, NY 12110.
- Presidência Do Conselho de Ministros. (2020). Resolução do conselho de ministros nº 53/2020. *Diário da República*.
- Raymer, D. P. (1992). *Aircraft design: A conceptual approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- República Portuguesa. (2020). *Governo aprova estratégia nacional para o hidrogénio*. Retrieved from <https://www.portugal.gov.pt/pt/gc22/comunicacao/noticia?i=governo-aprova>

- estrategia-nacional-para-o-hidrogenio (Último acesso: 5 maio, 2021.)
- Roskam, J., & Lan, C.-T. (1997). *Airplane aerodynamics and performance*. Design, Analysis and Research Corporation.
- Ruchała, P. (2016). An influence of pusher propeller cover on its performance: a concept of wind tunnel investigation. *Journal of KONES*, 23.
- Schlichting, H. (1979). *Boundary-layer theory* (7th ed.). McGraw-Hill.
- Schömann, J. (2014). *Hybrid-electric propulsion systems for small unmanned aircraft* (Unpublished doctoral dissertation). Technische Universität München.
- Seddon, J. M., & Newman, S. (2011). *Basic helicopter aerodynamics* (Vol. 40). John Wiley & Sons.
- Sparkle Tech Limited. (2021). *Eagle plus - vtol*. Retrieved from <http://www.sparkletech.hk> (Último acesso: 28 março, 2021.)
- Spectronik. (2021). *Protium-1000*. Retrieved from <https://www.spectronik.com/protium-1000w> (Último acesso: 5 março, 2021.)
- Stajuda, M., Karczewski, M., Obidowski, D., & Jóźwik, K. (2016). Development of a cfd model for propeller simulation.
- SU2. (2021). *Su2, multiphysics simulation and design software*. Retrieved from https://su2code.github.io/docs_v7/home/ (Último acesso: 3 junho, 2021.)
- Sürer, M. G., & Arat, H. T. (2018). State of art of hydrogen usage as a fuel on aviation. *European Mechanical Science*, 2(1), 20–30.
- Sá, P. (2021). *Projeto detalhado estrutural de veículo aéreo não tripulado com uma célula de combustível de hidrogénio* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea, Sintra, Portugal.
- Temecula Balloon Rides. (2017). *History of ballooning*. Retrieved from <https://adventureballoonrides.com/history-of-the-hot-air-balloon/> (Último acesso: 18 maio, 2021.)
- APC-Propeller. (2021). *Apc propeller performance data*. Retrieved from <https://www.apcprop.com/technical-information/performance-data/> (Último acesso: 10 agosto, 2021.)
- T-Motor. (2021). *T-motor website*. Retrieved from <https://store-en.tmotor.com/> (Último acesso: 28 junho, 2021.)
- TOP Engineering Group. (2021). *Falcon-v fixed wing vtol (vertical take off and landing) uav (unmanned aerial vehicle) aircraft*. Retrieved from <http://www.top-enggroup.com/product.htm> (Último acesso: 28 março, 2021.)
- Triet, P. M., Thien, P. Q., & Hieu, N. K. (2018). Cfd simulation for the wageningen b-series propeller characteristics in open-water condition using k-epsilon turbulence model. *Science & Technology Development Journal-Engineering and Technology*, 1(1), 35–42.
- University of Illinois. (2021). *Computational fluid dynamics*. Retrieved from <https://aerospace.illinois.edu/research/research-areas/computational-fluid-dynamics> (Último acesso: 16 julho, 2021.)
- Valley, B. A. T. (2021). *History of hot air ballooning*. Retrieved from <https://balloonrides.com/a-history-of-hot-air-ballooning/> (Último acesso: 20 maio, 2021.)

- Vasco de Brederode. (2018). *Aerodinâmica incompressível: Fundamentos* (2nd ed.). IST Press.
- Wall, D. (2012). *Optimum propeller design for electric uavs* (Unpublished doctoral dissertation). Auburn University.
- Wesseling, P. (2001). *Principles of computational fluid dynamics* (1st ed.). Springer-Verlag Berlin Heidelberg.
- Wikman, D., & Andersson, O. (2020). *Propulsion system for a small unmanned aerial vehicle*.
- Yener, S. (2019). *A computational analysis on rotor-propeller arm interaction in hovering flight* (Unpublished master's thesis).
- Zhang, J. Z., Li, J., Li, Y., & Zhao, Y. (2014). *Hydrogen generation, storage, and utilization*. John Wiley & Sons, Inc.
- Zhao, A., Zhang, J., Li, K., & Wen, D. (2021). Design and implementation of an innovative airborne electric propulsion measure system of fixed-wing uav. *Aerospace Science and Technology*, 109, 106357.

Apêndice A

Considerações CFD

A.1 Convergência e Parâmetros da Malha

Tabela A.1: Estudo de convergência de malha da hélice 20x8E.

Nº de elementos	Thrust [N]	Erro [%]	Torque [Nm]	Erro [%]
1847866	8.148	-26.924	0.811	-3.022
2790810	10.505	-5.782	0.855	2.201
4775767	10.697	-4.064	0.8381	0.177
8408733	11.150	–	0.837	–

Tabela A.2: Tamanho dos parâmetros da malha - hélice 20x8E.

Parâmetro	Valor
Domínio estacionário - malha base	0.03 <i>m</i>
Domínio rotativo	0.02 <i>m</i>
Corpo de influência	0.025 <i>m</i>
Superfície da hélice	1.2×10^{-3} <i>m</i>
Número de elementos	4775767

Tabela A.3: Estudo de convergência de malha da hélice 21x13E.

Nº de elementos	Thrust [N]	Erro [%]	Torque [Nm]	Erro [%]
1863145	39.930	-6.726	2.318	-1.316
3052226	41.481	-3.101	2.350	0.031
5604674	41.988	-1.918	2.339	-0.425
9863006	42.809	–	2.349	–

Tabela A.4: Tamanho dos parâmetros da malha - hélice 21x13E.

Parâmetro	Valor
Domínio estacionário - malha base	0.05 <i>m</i>
Domínio rotativo	0.0195 <i>m</i>
Corpo de influência	0.026 <i>m</i>
Superfície da hélice	1.3×10^{-3} <i>m</i>
Número de elementos	3052226

Tabela A.5: Estudo de convergência de malha da hélice 22x12E.

Nº de elementos	Thrust [N]	Erro [%]	Torque [Nm]	Erro [%]
2111428	39.260	-7.863	2.413	-1.671
3589720	40.327	-5.359	2.402	-2.114
5104468	41.484	-2.642	2.426	-1.291
7453231	42.610	–	2.454	–

Tabela A.6: Tamanho dos parâmetros da malha - hélice 22x12E.

Parâmetro	Valor
Domínio estacionário - malha base	0.0525 <i>m</i>
Domínio rotativo	0.013125 <i>m</i>
Corpo de influência	0.0175 <i>m</i>
Superfície da hélice	1.3125×10^{-3} <i>m</i>
Número de elementos	5104468

A.2 Comportamento Residual

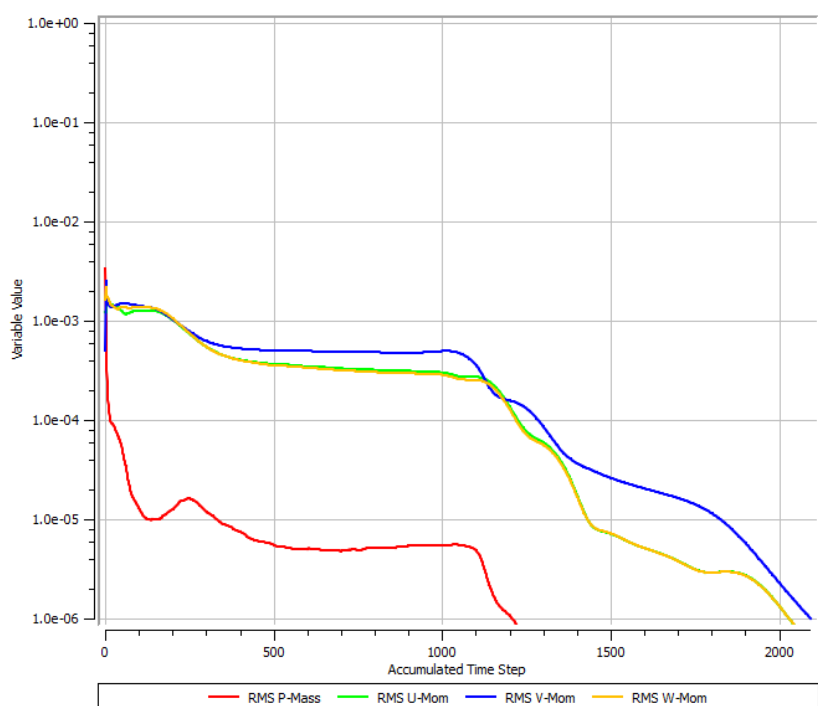


Figura A.1: Convergência residual RMS referente às equações de massa e do momento para a hélice 20x10E.

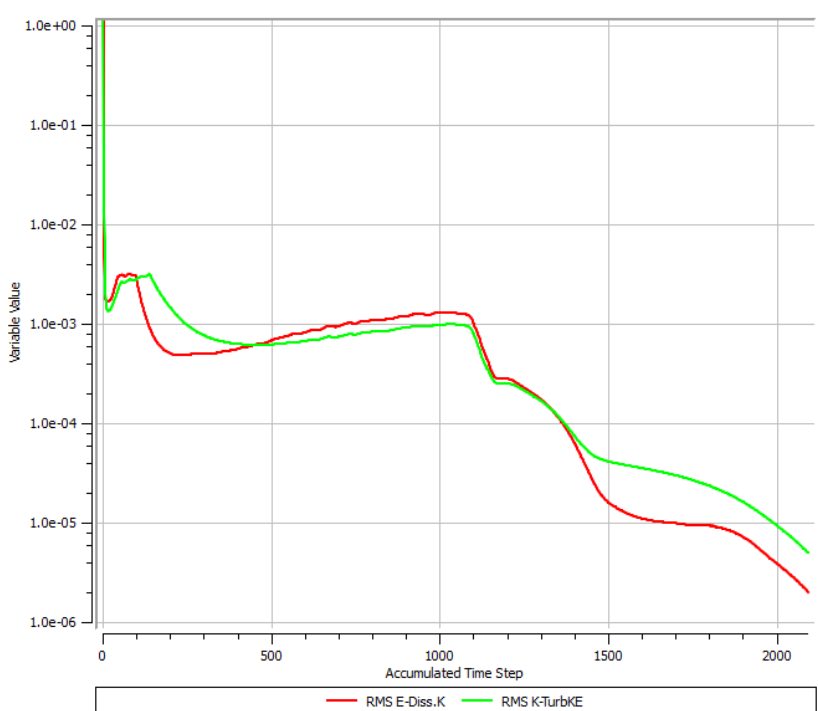


Figura A.2: Convergência residual RMS referente às variáveis de transporte do modelo de turbulência para a hélice 20x10E.

A.3 Simulação CFD

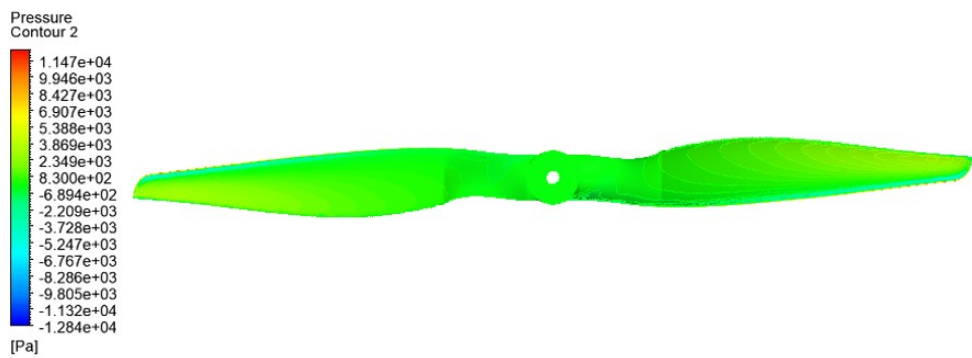
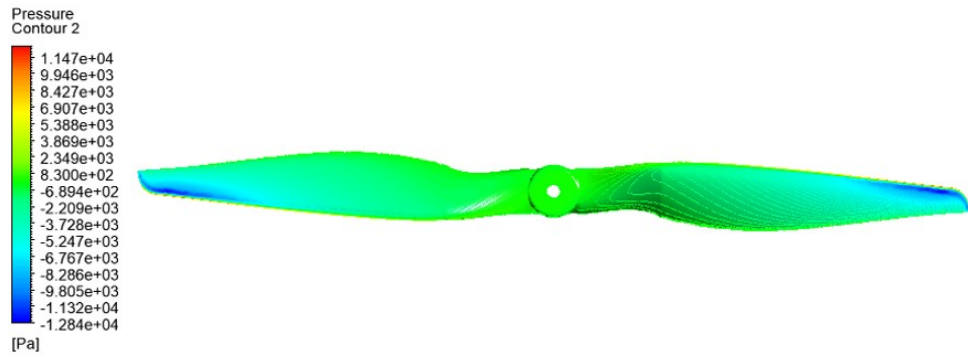


Figura A.3: Contorno da pressão ao longo da hélice 20x10E a 5000 RPM. (a) Extradorso; (b) Intradorso.

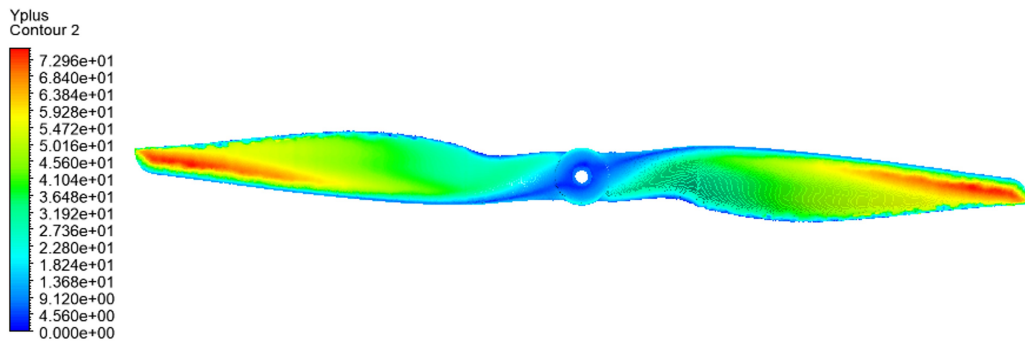


Figura A.4: Contorno do parâmetro y^+ ao longo da hélice 20x10E a 4000 RPM.